



РОССИЙСКАЯ
АКАДЕМИЯ
НАУК



ГОСУДАРСТВЕННАЯ КОРПОРАЦИЯ
ПО КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ
«РОСКОСМОС»



КОМИССИЯ РАН ПО РАЗРАБОТКЕ
НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ ПИОНЕРОВ
ОСВОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА



ФЕДЕРАЛЬНОЕ ГОСУДАРСТВЕННОЕ БЮДЖЕТНОЕ
ОБРАЗОВАТЕЛЬНОЕ УЧРЕЖДЕНИЕ ВЫСШЕГО ОБРАЗОВАНИЯ
«МОСКОВСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ ИМЕНИ Н.Э. БАУМАНА
(НАЦИОНАЛЬНЫЙ ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ)»



XLIV АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ

*посвященные памяти академика С.П. Королёва
и других выдающихся отечественных ученых —
пионеров освоения космического пространства*

СБОРНИК ТЕЗИСОВ

28–31 января 2020 года

Том 1

XLIV ACADEMIC SPACE CONFERENCE

*dedicated to the memory of academician S.P. Korolev and other
outstanding national scientists — pioneers of space exploration*

ABSTRACTS

28–31 January 2020

Volume 1



Москва

ИЗДАТЕЛЬСТВО
МГТУ им. Н.Э. Баумана

2020

УДК 629.78(063)
ББК 39.6
А38

XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика А38 С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Москва, 28–31 января 2020 г.) : сборник тезисов : в 2 т. / Российская академия наук, Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос», Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, Федеральное государственное бюджетное образовательное учреждение высшего образования «Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)». — Москва : Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020.

ISBN 978-5-7038-5342-9

Т. 1. — 795, [1] с. : ил.

ISBN 978-5-7038-5343-6

В сборнике размещены материалы исследований актуальных проблем, относящихся к таким тематическим направлениям современной отечественной космонавтики, как научное наследие пионеров освоения космического пространства и конструкторские школы ракетно-космической техники; фундаментальные проблемы космонавтики и состояние развития отдельных ее направлений; место космонавтики в решении вопросов социально-экономического и стратегического развития современного общества; гуманитарные аспекты космонавтики; исследования по истории космической науки и техники. Перечисленные направления являются основой для формирования тематики секций по отдельным проблемам современной космонавтики.

Материалы представлены в форме тезисов докладов по тематике, являющейся предметом обсуждений в работе двадцати двух секций по соответствующим направлениям.

УДК 629.78(063)
ББК 39.6

Издается в авторской редакции.

ISBN 978-5-7038-5343-6 (т. 1)
ISBN 978-5-7038-5342-9

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020
© Оформление. Издательство
МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020

УЧАСТНИКИ

- Отделение энергетики, машиностроения, механики и процессов управления РАН
- ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва»
- АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко»
- АО «ВПК «НПО машиностроения»
- Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева
- АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»
- Исследовательский центр имени М.В. Келдыша
- Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН
- Институт истории естествознания и техники имени С.И. Вавилова РАН
- АО «Научно-производственное объединение им. С.А. Лавочкина»
- Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского
- Институт медико-биологических проблем РАН
- АО «Научно-исследовательский и конструкторский институт химического машиностроения»
- Российская академия космонавтики имени К.Э. Циолковского
- Ассоциация музеев космонавтики
- Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина
- АО «Научно-производственное предприятие «Квант»
- АО «Государственный ракетный центр имени академика В.П. Макеева»
- АО «Ракетно-космический центр «Прогресс»
- АО «Российские космические системы»
- Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова
- Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва
- Объединенный институт высоких температур РАН
- Военная академия Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого
- Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов
- АО «Газпром космические системы»
- Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)
- Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова
- Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
- Томский государственный университет
- Российский экономический университет имени Г.В. Плеханова
- Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)
- Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б.Н. Ельцина
- Санкт-Петербургский государственный университет
- Северо-Кавказский федеральный университет и другие

Руководители Оргкомитета

Е.А. Микрин — генеральный конструктор по пилотируемым космическим системам и комплексам, академик РАН, председатель

Д.О. Розозин — генеральный директор Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос», сопредседатель

И.Б. Фёдоров — президент МГТУ им. Н.Э. Баумана, академик РАН, сопредседатель

А.А. Александров — ректор МГТУ им. Н.Э. Баумана, доктор технических наук, сопредседатель

В.И. Майорова — профессор МГТУ им. Н.Э. Баумана, доктор технических наук, ученый секретарь Чтений

СОДЕРЖАНИЕ

Пленарное заседание	5
Круглый стол	6
С е к ц и я 1	
Пионеры освоения космического пространства. История ракетно-космической техники	7
С е к ц и я 2	
Летательные аппараты. Проектирование и конструкция	45
С е к ц и я 3	
Основоположники аэрокосмического двигателестроения и проблемы теории и конструкций двигателей летательных аппаратов	152
С е к ц и я 4	
Космическая энергетика и космические электроракетные двигательные системы – актуальные проблемы создания и обеспечения качества, высокие технологии	173
С е к ц и я 5	
Прикладная небесная механика и управление движением	248
С е к ц и я 7	
Развитие космонавтики и фундаментальные проблемы газодинамики, горения и теплообмена	313
С е к ц и я 8	
Экономика космической деятельности	356
С е к ц и я 9	
Космонавтика и устойчивое развитие общества (концепции, проблемы, решения)	432
С е к ц и я 10	
Космонавтика и культура	472
С е к ц и я 11	
Наукоемкие технологии в ракетно-космической технике	527
С е к ц и я 12	
Объекты наземной инфраструктуры ракетных комплексов	593
С е к ц и я 13	
Баллистика, аэродинамика летательных аппаратов и управление космическими полетами	660

ПЛЕНАРНОЕ ЗАСЕДАНИЕ

28 января 2020 г., вторник, 11:00
МГТУ им. Н.Э. Баумана, Учебно-лабораторный корпус, Большой зал
(Рубцовская наб., д. 2/18)
Регистрация участников — 10:00

Открытие Чтений	Ректор МГТУ им. Н.Э. Баумана <i>Анатолий Александрович Александров</i>
Приветственное слово	Генеральный директор Госкорпорации «Роскосмос» <i>Дмитрий Олегович Rogozin</i>
Вступительное слово	Генеральный конструктор по пилотируемым космическим системам и комплексам, академик РАН <i>Евгений Анатольевич Микрин</i>
Современное состояние и перспективы развития отечественной пилотируемой космонавтики	Генеральный конструктор по пилотируемым космическим системам и комплексам, академик РАН <i>Евгений Анатольевич Микрин</i>
60 лет лидеру российского спутникостроения — Акционерному обществу «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва	Генеральный директор АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва <i>Николай Алексеевич Тестоедов</i>
60 лет Отряду космонавтов ЦПК	Летчик-космонавт СССР, дважды Герой Советского Союза <i>Борис Валентинович Волинов</i>
Современные исследования и освоение Марса	Заместитель директора ИКИ РАН, член-корреспондент РАН <i>Олег Игоревич Кораблев</i>
Презентация книги «ГИРД», посвященной Группе изучения реактивного движения (ГИРД) и созданию первой баллистической жидкостной ракеты конструкции М.К. Тихонравова	Летчик-космонавт, дважды Герой Советского Союза <i>Александр Павлович Александров</i>

КРУГЛЫЙ СТОЛ
«Малые космические аппараты:
разработка, применение и решаемые задачи»

28 января, вторник, 15:00

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Учебно-лабораторный корпус, Конференц-зал, 3-й этаж

Ведущие:

Генеральный конструктор по автоматическим космическим системам и комплексам — заместитель генерального директора АО «ЦНИИмаш»

Виктор Владимирович Хартов

Генеральный директор АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва

Николай Алексеевич Тестоедов

Президент Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского, член-корреспондент РАН

Игорь Владимирович Бармин

В обсуждении принимают участие:

Ветераны и молодые специалисты, заслуженные испытатели космической техники ПАО «РКК «Энергия», АО «ЦНИИмаш», АО «Корпорация «ВНИИЭМ», РКЦ «Прогресс»

Ученые, специалисты, космонавты, испытатели космической техники
Студенты и аспиранты

Предполагается обсуждение следующих направлений:

- Проблемы и перспективы создания и использования российских малых космических аппаратов для решения социально-экономических, научных и образовательных задач
- Использование наноспутниковых группировок для дистанционного зондирования Земли
- Применение технологий малых космических аппаратов в системе мониторинга гидрометеорологической и геофизической обстановки
- Построение обслуживаемой группировки малых космических аппаратов на основе открытой модульной архитектуры
- Управление многоспутниковыми орбитальными группировками на базе малых космических аппаратов
- Проблемы импортозамещения, разработки единых подходов к электронно-компонентной базе в спутниковых технологиях

В рамках проведения круглого стола будут представлены результаты разработки малых космических аппаратов в ИКИ РАН, МАИ, Самарском университете имени академика С.П. Королёва, МГУ им. М.В. Ломоносова, МГТУ им. Н.Э. Баумана



СЕКЦИЯ 1. ПИОНЕРЫ ОСВОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА. ИСТОРИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

КОСМИЧЕСКИЕ ИДЕИ К.Э. ЦИОЛКОВСКОГО ПОЗВАЛИ ЕГО В КОСМОС (к 120-летию со дня рождения М.К. Тихонравова)

Б.Н. Кантемиров¹, Ж.К. Баздырева²

sirob-182@yandex.ru

¹ Ветеран ракетно-космической отрасли

² Мемориальный музей космонавтики

29 июля 1900 г. родился Михаил Клавдиевич Тихонравов — один из пионеров освоения космического пространства, Герой Социалистического Труда, лауреат Ленинской премии, член-корреспондент Международной академии астронавтики, заслуженный деятель науки и техники РСФСР, доктор технических наук, профессор. Главным делом его жизни были ракетный полет и космонавтика.

М.К. Тихонравов — личность незаурядная, человек разносторонних увлечений: авиация и планеризм, механика полета птиц и насекомых, конструкция махолета... Во всем, за что брался, добивался замечательных успехов, становился профессионалом. Будучи слушателем Института инженеров Красного Воздушного Флота (в будущем ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского), Тихонравов увлекся планеризмом. В 1920-е гг. им создано несколько видов планеров, испытывавшихся на Всесоюзных планерных состязаниях. Однако в 1927 г., посетив московскую Первую мировую выставку моделей межпланетных аппаратов, механизмов, приборов и исторических материалов, он заинтересовался Космосом и ракетами как средством осуществления космического полета. С этих пор главным делом его жизни были ракетный полет и космонавтика [1].

После окончания академии Михаил Клавдиевич работает на заводах Авиапрома. В 1932 г. по приглашению Сергея Королёва он занялся практическим ракетостроением: возглавил бригаду по разработке ракет с ЖРД в ГИРД. 17 августа 1933 г. успешно стартовала первая отечественная баллистическая ракета с ЖРД конструкции М.К. Тихонравова. В последующие годы, кроме создания новых ракет, Михаил Тихонравов исследует теорию ракетного полета в космосе и выступает с докладами на всесоюзных конференциях по исследованию стратосферы (Ленинград, 1934 г.) и по применению реактивных летательных аппаратов для освоения стратосферы (Москва, 1935 г.). В этих публикациях он ставит вопрос о возможности и необходимости подготовки полета человека на ракете в стратосферу, рассматривая такой полет как «подготовку пути в межпланетное пространство». В феврале 1934 г. совместно с начальником РНИИ И.Т. Клейменовым Тихонравов едет в Калугу к Циолковскому. Эта встреча оставила неизгладимое впечатление и утвердила его в правильности выбранного творческого пути.

В последующие годы он активно выступает в печати с идеей ракетного полета человека в стратосферу как первого шага межпланетного полета, полемизирует с академиком А.Н. Крыловым и французским ученым Эсно-Пельтри, считавшими невозможным полет на Луну до освоения атомной энергии, публикует научные статьи и книгу «Ракетная техника», в которых обсуждается вопрос ракетного полета человека в космос и путешествий в космосе.

В 1944 г. Тихонравов в составе группы специалистов НИИ-1 командирован в Польшу для изучения немецкой ракетной техники. Знакомство с ракетой А-4 («Фау-2») приводит его к попытке практической реализации ракетного полета человека в стратосферу: на базе ракеты «Фау-2» предложен проект ракетного комплекса для полета двух человек на высоту 200 км — проект ВР-190 Тихонравова — Чернышева (реализован не был).

В феврале 1948 г. состоялось первое заседание НТС НИИ-4 Министерства обороны, в котором М.К. Тихонравов работал с 1946 г. На этом заседании он выступил с докладом «Пути повышения предельной дальности стрельбы баллистическими ракетами дальнего действия на жидком топливе», где изложил идею «ракетного пакета». Затем эта идея была развита в докладе «Пути осуществления больших дальностей стрельбы ракетами» на очередной сессии Академии артиллерийских наук 14 июля 1948 г., где была показана возможность неограниченной дальности полета ракеты пакетной схемы, что открывало путь к запуску искусственного спутника Земли (ИСЗ) на имеющейся в то время ракетной базе.

«Ракетный пакет Тихонравова», признаки которого весьма конкретно определил он сам, отличается от реализованного в конечном итоге: он составляется на стартовой позиции из одинаковых, рационально выбранных, выпускаемых промышленностью ракет, могущих использоваться самостоятельно. Ракеты эти соединяются параллельно, механически и гидравлически, образуя пакет, размерность которого определяется заданной дальностью стрельбы и массой полезного груза. Двигатели всех ракет запускаются одновременно на старте, но питание их осуществляется от одной ракеты. Когда ракета израсходует топливо полностью, она отбрасывается, а питание двигателей осуществляется топливом другой ракеты, и т. д., пока не останется одна, несущая полезный груз, ракета.

На состоявшейся 15–16 марта 1950 г. на первой научно-технической конференции НИИ-4 Михаил Клавдиевич выступил с докладом «Ракетные пакеты и перспективы их развития». Он показал не только возможности ракет пакетной схемы по преодолению межконтинентальной дальности, но и осуществимость запуска ИСЗ, а также реальность космического полета человека. В результате работы по ИСЗ в НИИ-4 были запрещены, Тихонравов из заместителя начальника по специальности был переведен в консультанты. Однако группа его сохранилась, а заказчиком подобных исследований группы стал С.П. Королёв.

В 1951 г. в НИИ-4 были выпущены еще два отчета по этой НИР. Они содержали результаты всесторонних исследований различных вариантов пакетной схемы. Один из разделов отчета был посвящен исследованиям проблемы создания ИСЗ. В том же году заказчику был представлен сводный отчет и группой Келдыша, в котором содержались результаты «анализа баллистических возможностей различных схем составных ракет с точки зрения получения наилучших летных характеристик».

В 1953 г. проблема была исследована достаточно полно, и Тихонравов решил форсировать события. Он обратился к министру Вооруженных Сил СССР маршалу А.Н. Василевскому (при содействии начальника военного отдела Госплана СССР Г.Н. Пашкова). Министр одобрил работу Тихонравова и дал указание начальнику НИИ-4 не чинить препятствий этой работе. В результате с января 1954 г. в НИИ-4 была открыта НИР № 72 «Исследования по вопросу создания искусственного спутника Земли».

На основании полученных группой Тихонравова результатов были разработаны «Предложения о возможности и необходимости создания искусственных спутников Земли» в Правительство СССР, одобренные С.П. Королёвым.

В начале 1954 г. С.П. Королёв предложил М.К. Тихонравову подготовить докладную записку по ИСЗ в Правительство. Такая записка была подготовлена в группе Тихонравова, скорректирована сначала в ОКБ-1 Королёва, а затем в АН СССР академиками М.В. Келдышем, П.Л. Капицей и др. и рассмотрена на Президиуме АН СССР. 26 мая

1954 г. С.П. Королёв направил эту докладную записку вместе с материалами о работах по ИСЗ в США в Правительство СССР, Д.Ф. Устинову.

В апреле 1955 г. в НИИ-4 выходит предварительный отчет № 571 по НИР № 72 «Исследования по вопросу создания искусственного спутника Земли». В 1955 г. в АН СССР создается специальная комиссия по подготовке запуска ИСЗ под председательством М.В. Келдыша и его заместителей С.П. Королёва и М.К. Тихонравова. В декабре 1955 г. С.П. Королёв обращается к Главкому РВСН маршалу М.И. Неделину с предложением «О привлечении М.К. Тихонравова к работам по ИСЗ» и о переводе его в ОКБ-1. Только в январе 1956 г. было принято правительственное постановление о создании в СССР ИСЗ и запуске его в 1957–1958 гг.

В 1956 г. в ОКБ-1 создается отдел 9 для решения проблем ИСЗ. В этом же году Тихонравов переходит на работу в ОКБ-1 и вскоре становится начальником этого отдела.

При подготовке запуска первого в мире ИСЗ 4 октября 1957 г. Тихонравов участвует в этой работе на космодроме Байконур. Завершился долгий путь к первому шагу в Космос.

В заключение следует отметить, что М.К. Тихонравов изучал и разрабатывал идеи К.Э. Циолковского по расселению Человечества в Космосе.

Литература

- [1] Кантемиров Б.Н. Михаил Клавдиевич Тихонравов (1900–1974) / Б.Н. Кантемиров; отв. ред. Ю.М. Батурин; Институт истории естествознания и техники им. С.И. Вавилова РАН. М.: Наука, 2014. 216 с.

K.E. TSIOLKOVSKY'S SPACE IDEAS CALLED HIM INTO THE SPACE (On the 120th Anniversary of the Birth of M.K. Tikhonravov)

B.N. Kantemirov¹, J.K. Bazdyreva²

sirob-182@yandex.ru

¹ Veteran of the space rocket industry,

² Memorial Museum of Cosmonautics

On July 29, 1900 Mikhail Klavdievich Tikhonravov was born — one of the pioneers in space exploration, Hero of Socialist Labor, Lenin Prize laureate, corresponding member of the International Academy of Astronautics, Honored Worker of Science and Technology of the RSFSR, Doctor of Technical Sciences, professor. Important thing of his life was rocket flight and space exploration.

ГЕНЕРАЛЬНЫЙ КОНСТРУКТОР С БЕРЕГОВ ВОЛГИ (к 100-летию со дня рождения Д.И. Козлова)

С.И. Мигулин

migsi@yandex.ru

НИИ(ВИ) ВАГШ ВС РФ

В докладе рассматривается творческая биография советского и российского конструктора ракетно-космической техники, дважды Героя Социалистического Труда, лауреата Ленинской премии, двух Государственных премий СССР и Государственной премии Российской Федерации, генерального конструктора Центрального специали-

зирования конструкторского бюро («ЦСКБ-Прогресс»), доктора технических наук, профессора, члена-корреспондента Академии наук СССР с 1984 г. (с 1991 г. — РАН) Дмитрия Ильича Козлова.

1 октября 2019 г. исполнилось 100 лет со дня рождения ученого, организатора производства ракетно-космической техники, генерального конструктора «ЦСКБ-Прогресс» Дмитрия Ильича Козлова.

Д.И. Козлов родился в г. Корниловске Кубанского края (ныне г. Тихорецк Краснодарского края) в семье рабочего. В 1937 г. он окончил в Пятигорске последний, десятый, класс. Дмитрий Ильич мечтал стать моряком, однако по причине слабого зрения не был принят в Высшее военно-морское училище им. М.В. Фрунзе. О дальнейшем выборе своей специальности Д.И. Козлов вспоминал так: «На глаза мне попала табличка: «Ленинградский военно-механический институт». Раз институт военно-механический — значит, речь идет о какой-то военной технике... Мне это подходит!» Он подал в институт документы, успешно сдал экзамены и был зачислен на первый курс.

Окончить институт помешала Великая Отечественная война. 1 июля 1941 г. Дмитрий Ильич добровольцем записался во 2-ю Ленинградскую стрелковую дивизию народного ополчения. 10 июля 1941 г. на знаменитом Лужском рубеже под Ленинградом он получил первое боевое крещение. Затем сражался на Волховском и Ленинградском фронтах, участвовал в организации «Дороги жизни» в блокадном Ленинграде, в Выборгской наступательной операции, в боях севернее Выборга 12 июля 1944 г. был в третий раз тяжело ранен (лишился левой руки). В сентябре 1944 г. Д.И. Козлов по инвалидности был демобилизован, вернулся в институт и окончил его в декабре 1945 г. За мужество и героизм, проявленные при защите Ленинграда, Д.И. Козлов был награжден орденом Красной Звезды, медалями «За оборону Ленинграда», «За победу над Германией в Великой Отечественной войне 1941–1945 гг.».

После окончания учебы Дмитрий Ильич получил назначение в СКБ НИИ-88 в Подлипки (Московская область). Отсюда в 1946 г. он был откомандирован в Германию, где работал под руководством С.П. Королёва в составе Технической комиссии по изучению трофейной ракетной техники, затем исполнял должности инженера-конструктора, старшего инженера, начальника группы, начальника сектора в отделе № 3 конструкторского бюро. Ведущим конструктором всех работ по Р-5 стал перспективный 32-летний инженер Д.И. Козлов. За участие в создании ракеты Р-5М в 1956 г. Д.И. Козлов награжден первым орденом Ленина.

В 1953 г. Д.И. Козлов был назначен ведущим конструктором по разработке и изготовлению новой двухступенчатой баллистической ракеты Р-7. Сложнейшие испытания ракеты привели к успешному пуску 21 августа 1957 г., а 4 октября 1957 г. был осуществлен запуск в космос первого в мире искусственного спутника Земли (ИСЗ), за что Дмитрий Ильич Козлов был удостоен Ленинской премии.

Для запуска в серийное производство ракеты Р-7 мощностей опытного завода № 88 в Подлипках было явно недостаточно, и потому главный конструктор С.П. Королёв в начале 1958 г. принял судьбоносное для ведущего конструктора Козлова решение: развернуть в кратчайшие сроки массовый выпуск Р-7 на Государственном авиационном заводе № 1 им. И.В. Сталина в Куйбышеве (ныне г. Самара) и организовать на этом предприятии специализированное конструкторское бюро — филиал Королёвского ОКБ-1. Непосредственно перед вылетом в Куйбышев Д.И. Козлова назначили заместителем главного конструктора ОКБ-1.

28 февраля 1958 г. Д.И. Козлов приехал на место своего нового назначения в Куйбышев. За короткий срок на заводе были произведены реконструкция и оснащение новым технологическим оборудованием, подготовлены новые кадры для работы по

ракетной тематике. 23 июля 1959 г. в составе ОКБ-1 был создан серийно-конструкторский отдел № 25 с непосредственным подчинением его заместителю Главного конструктора ОКБ-1 Д.И. Козлову. В 1960 г. подразделение ОКБ-1 было преобразовано в филиал № 3, на который был возложен контроль над серийным производством изделий.

12 апреля 1961 г. Ю.А. Гагарин впервые в мире совершил полет в космос. За выдающиеся заслуги в создании образцов ракетной техники и обеспечение первого в мире полета человека в космическое пространство Дмитрию Ильичу Козлову было присвоено звание Героя Социалистического Труда с вручением ордена Ленина и золотой медали «Серп и Молот».

1 января 1962 г. завод № 1 был переименован в «Прогресс» и очень быстро стал головным предприятием страны по выпуску ракет Р-7, а филиал № 3 ОКБ-1 становится головным предприятием по созданию модификаций Р-7. В дальнейшем на него также была возложена еще одна немаловажная оборонная задача: создание автоматических космических аппаратов (КА) по наблюдению за земной поверхностью. В 1962 г. был успешно выведен на орбиту созданный в ОКБ-1 космический аппарат обзорного наблюдения «Зенит-2» — первый аппарат, запущенный в интересах Министерства обороны. С 1964 г. филиал стал головной организацией в стране по созданию космических средств национального контроля. В 1966 г. первый заместитель главного конструктора Д.И. Козлов назначается начальником и главным конструктором филиала № 3 ОКБ-1.

1 января 1967 г. филиалу № 3 ОКБ-1 было присвоено новое наименование — Куйбышевский филиал Центрального конструкторского бюро экспериментального машиностроения (ЦКБЭМ). В 1974 г. предприятие отделилось от ЦКБЭМ и стало полностью самостоятельным, получив название «Центральное специализированное конструкторское бюро» (ЦСКБ), а Д.И. Козлов стал начальником и Главным конструктором, а с 1983 г. — начальником и Генеральным конструктором ЦСКБ. За эти годы в «ЦСКБ-Прогресс» было создано семь модификаций аппаратов наблюдения. В числе прочих был разработан и сдан в эксплуатацию КА наблюдения «Янтарь-2К» нового поколения. За выдающиеся достижения в создании космических аппаратов специального назначения типа «Янтарь» Указом Президиума Верховного Совета СССР от 26 июля 1979 г. Дмитрий Ильич Козлов был награжден орденом Ленина и второй золотой медалью «Серп и Молот».

В апреле 1996 г., после образования ракетно-космического центра «ЦСКБ-Прогресс», Д.И. Козлов становится его генеральным директором и генеральным конструктором, а с 2003 г. — почетным генеральным конструктором.

Д.И. Козлов ушел из жизни 7 марта 2009 г. Похоронен в Самаре на городском кладбище.

Дмитрий Ильич был заслуженным работником промышленности СССР, заслуженным деятелем науки и техники РФ, членом-корреспондентом РАН, действительным членом Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского, Российской инженерной академии, Академии технологических наук РФ, Академии навигации и управления РФ. Удостоен званий «Ветеран ракетной техники» и «Ветеран космонавтики России».

В числе наград Д.И. Козлова российский орден «За заслуги перед Отечеством» 2-й степени, советские: четыре ордена Ленина (1956, 1959, 1961, 1979), ордена Октябрьской Революции (1971 г.), Отечественной войны 1-й степени (1985), медали. Он лауреат Ленинской премии (1957 г.), Государственных премий СССР (1976, 1983), Государственной премии РФ в области науки и техники (1994). Ему также было присвоено звание почетного гражданина Самарской области, г. Самары и г. Тихорецка Краснодарского края, где установлен бюст Д.И. Козлова.

GENERAL DESIGNER FROM THE COAST OF THE VOLGA (On the 100th Anniversary of the Birth of D.I. Kozlov)

S.I. Migulin

migsi@yandex.ru

Research Institute (VI) VAGSh of the RF Armed Forces

The article describes the oeuvre biography of the Soviet and Russian designer of rocket and space technology, twice Hero of Socialist Labor, Lenin Prize laureate, two USSR State Prizes, State Prize of the Russian Federation General Designer of the Central Specialized Design Bureau (TsSKB-Progress), Doctor of Technical Sciences, Professor, Corresponding Member of the USSR Academy of Sciences since 1984 (since 1991 — RAS) Dmitry Ilyich Kozlov.

СОРАТНИК С.П. КОРОЛЁВА И РУКОВОДИТЕЛЬ КОМПЛЕКСА ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ЯДЕРНОЙ ЭНЕРГЕТИКИ И ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ (к 100-летию со дня рождения М.В. Мельникова)

B.B. Синявский

Viktor.Sinyavsky@rsce.ru

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва»

Создатель жидкостных ракетных двигателей, в том числе для знаменитой «семерки», и разгонных блоков М.В. Мельников в конце 1950-х гг. С.П. Королёвым был назначен руководителем комплекса по созданию ядерных электроракетных двигателей. В состав комплекса вошло реакторное подразделение из ЦНИИ-58. Под руководством М.В. Мельникова были созданы уникальные материаловедческие и экспериментально-испытательные базы, испытаны агрегаты и модули ЯЭУ и ЭРД большой мощности.

Доктор технических наук, профессор, лауреат Ленинской премии, Герой Социалистического Труда М.В. Мельников (1919–1996) после окончания МАИ работал руководителем отдела кислородных ЖРД в НИИ-1 (ныне Исследовательский центр им. М.В. Келдыша). В 1952 г. часть специалистов отдела по инициативе С.П. Королёва была переведена в ОКБ-1. В руководимом М.В. Мельниковым отделе были созданы рулевые двигатели и двигатели для разгонных блоков, обеспечившие Советскому Союзу приоритет в исследовании космоса, в том числе пилотируемыми аппаратами. В двигательном отделе М.В. Мельников создал также сектор по разработке перспективных электроракетных двигателей (ЭРД) и небольшую группу проектантов по исследованию возможностей использования атомной энергии в космических программах, прежде всего для электропитания таких двигателей.

Эти работы получили мощный импульс после включения в 1959 г. в состав ОКБ-1 расположенного рядом артиллерийского ЦНИИ-58. Обосновывая целесообразность объединения, С.П. Королёв отмечал наличие высокопрофессиональных конструкторов и специального КБ (СКБ-7), успешно занимавшихся атомной тематикой. В начале 1950-х гг. по инициативе И.В. Курчатова ЦНИИ-58 было поручено создание исследовательских водо-водяных реакторов для стран народной демократии [1]. По инициативе ГНЦ РФ ФЭИ (г. Обнинск) СКБ-7 было поручено создание исследовательского реактора на быстрых нейтронах с натриевым теплоносителем, который был установлен в ФЭИ и проработал 50 лет [2]. После завершения этих работ коллектив начал проектирование энергетического реактора на быстрых нейтронах с натриевым теплоносителем БН-50.

В конце 1950-х гг. СКБ-7 ЦНИИ-58 было поручено проектирование первой в нашей стране космической ЯЭУ электрической мощностью до 5 кВт. Группой молодых инженеров под руководством Ю.А. Бровальского был разработан проект такой ЯЭУ с обоснованием выбора реактора на быстрых нейтронах, эвтектики натрия – калия в качестве теплоносителя и высокотемпературного термоэлектрического генератора в качестве преобразователя тепла в электроэнергию. После объединения с ОКБ-1 эти работы были переданы в другую организацию.

После объединения предприятий С.П. Королёв не только сохранил коллектив специалистов-атомщиков, сформированный в середине 1950-х гг. академиком А.П. Александровым, но и усилил его, назначив руководителем сформированного им комплекса 7 «Высокотемпературной энергетики и электроракетных двигателей» своего заместителя, одного из создателей двигателей для знаменитой «семерки», 40-летнего профессора М.В. Мельникова, а также отдав под экспериментально-испытательную базу значительную часть так называемой «третьей территории» на окраине г. Калининграда (ныне г. Королёв Московской области). Комплексу была поручена разработка ядерных энергодвигательных блоков для тяжелых межпланетных кораблей.

Однако сначала С.П. Королёв потребовал провести сравнительный анализ космических ЯЭУ с различными рассматриваемыми в то время схемами преобразования тепловой энергии в электрическую. Тремя группами специалистов (фактически на конкурсных началах) были разработаны материалы типа аванпроектов космических ЯЭУ мегаваттной мощности с паротурбинной (на парах щелочных металлов), газотурбинной (на нейтральных газах) и термоэмиссионной схемами преобразования тепловой энергии в электрическую. Результаты сравнительного анализа выполненных проектов показали преимущества ЯЭУ с термоэмиссионным реактором-преобразователем, что определило выбор термоэмиссионной ЯЭУ большой мощности в качестве источника электроэнергии для межорбитальных буксиров, а также энергоёмких космических аппаратов. После обсуждения всех проектов по предложению М.В. Мельникова было утверждено решение о прекращении всех работ по турбинным схемам ЯЭУ ввиду невозможности достижения требуемых значений удельной массы, ресурса и надёжности ЯЭРД [3].

Первый (поисковый) этап развития работ по созданию ЯЭРД электрической мощностью 15 МВт в виде двух блоков по 7,5 МВт каждый на основе термоэмиссионной ЯЭУ и сильнотоочного электроплазменного ракетного двигателя был завершён в 1962 г. одновременно с окончанием эскизного проекта ракеты-носителя Н-1 [4]. В 1965 г. был разработан эскизный проект ЯЭРД-2200 для межпланетного корабля с экипажем.

Увлечённость, энтузиазм и напористость М.В. Мельникова позволили достаточно быстро создать уникальные материаловедческие, экспериментально-испытательные, в том числе реакторные, базы; разработать высокотемпературные конструкционные, электродные и электроизоляционные материалы; отработать литий-ниобиевую технологию космических ЯЭУ; испытать электрогенерирующие сборки и макеты термоэмиссионного реактора, модули литий-ниобиевой системы охлаждения ЯЭУ, ЭРД электрической мощностью 500 кВт на литии и 35 кВт на висмуте [3].

С конца 1970-х гг. эти работы были продолжены под руководством преемника М.В. Мельникова П.И. Быстрова.

К концу 1980-х гг. состояние разработки термоэмиссионной ЯЭУ характеризуется созданием необходимой номенклатуры высокотемпературных материалов и завершением поэлементной и поузловой и помодульной отработки узлов и агрегатов из этих материалов при рабочих температурах на ресурс до двух лет с прогнозируемым по этим результатам ресурсом 5–7 лет и созданием ЭРД единичной мощностью в десятки и даже сотни киловатт [3].

Литература

- [1] Худяков А., Худяков С. Гений артиллерии. М.: Изд. дом «Звонница-МГ», 2007. С. 522–551.
- [2] К истории создания и эксплуатации исследовательского реактора на быстрых нейтронах БР-5 (БР-10). 1959–2009 гг. Статьи, воспоминания, фотодокументы / ГНЦ РФ-ФЭИ им. А.И. Лейпунского. Обнинск. ГНЦ РФ-ФЭИ, 2009. С. 134–138.
- [3] Сухов Ю.И., Синавский В.В. Обзор работ РКК «Энергия» им. С.П. Королёва по термоэмиссионным ядерным энергетическим установкам большой мощности космического назначения // Ракетно-космическая техника. Труды РКК «Энергия». 1995. Сер. 12, вып. 3–4. С. 13–28.
- [4] Безяев И.В., Стойко С.Ф. Обзор проектов пилотируемых полетов к Марсу // Космическая техника и технологии. 2018. № 3 (22). С. 17–31.

AN ASSOCIATE OF S.P. KOROLEV AND THE HEAD OF THE UNIT FOR HIGH-TEMPERATURE SPACE NUCLEAR POWER ENGINEERING AND ELECTRIC PROPULSION

(On the Occasion of Centenary of the Birth of M.V. Melnikov)

V.V. Sinyavsky

Viktor.Sinyavsky@rsce.ru

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia

Developer of liquid-propellant rocket engines, including those for the famous R-7 rocket, and of upper stages, M.V. Melnikov in the late 1950s was appointed by S.P. Korolev to be the head of the unit for the development of nuclear-powered electric propulsion. The unit absorbed a reactor subdivision from the research institute TsNII-58. Developed under the direction of M.V. Melnikov were unique facilities for research into materials science and for testing, tests were run on assemblies and modules of high-power Nuclear Power Units (NPU) and Electric Propulsion Engines (RPR).

Г.Е. ФОМИН — КОНСТРУКТОР РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ: СТРАНИЦЫ БИОГРАФИИ

В.Н. Парамонов

parvja@mail.ru

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва

Настоящее сообщение посвящено Георгию Евгеньевичу Фомину (1932–2019) — заместителю по проектным работам генерального конструктора Куйбышевского (Самарского) предприятия ЦСКБ («ЦСКБ-Прогресс»).

Инновационный процесс, как показывает исторический опыт, инициируется наиболее активными деятелями той или иной сферы деятельности. Особый интерес в этой связи вызывает реконструкция биографий ученых, конструкторов, организаторов производства ракетно-космической техники. Следует учитывать, что данная группа людей специфична. Как правило, долгое время они остаются засекреченными, еще больший срок секретности относится к их разработкам, изобретениям. Поэтому сведения о жизни такого человека ограничены, а реконструкция биографии носит фрагментарный характер.

В последние годы расширилась источниковая база о жизни Г.Е. Фомина. В Российском государственном архиве в г. Самаре создан специальный фонд [1], опубликованы его воспоминания [2], в публикациях по истории РКЦ «Прогресс» содержатся сюжеты, освещающие деятельность Г.Е. Фомина и его соратников [3].

Г.Е. Фомин родился 1 сентября 1932 г. в деревне Михайловка Ржаксинского района Тамбовской области. В сельской местности человек уже с детства приучается к труду и привыкает к трудностям. Вначале надо было каждый учебный день преодолевать двухкилометровый путь до начальной школы, потом семь километров до школы-семилетки. Как отмечал Г.Е. Фомин, средняя школа находилась в 30 километрах от деревни, в райцентре, и с восьмого класса пришлось жить вдали от родителей.

В 1950 г. он поступил в Московский авиационный институт, который с блеском закончил, получив диплом инженера-электромеханика по вооружению самолетов. В 1956 г. Георгий Евгеньевич Фомин по распределению попал в Куйбышев на завод № 1, где был назначен руководителем бригады испытаний двигателей и пневмо- и гидрооборудования. На предприятии изготавливали ставший впоследствии легендарным бомбардировщик Ту-16. Г.Е. Фомин работал вначале технологом, потом мастером по вооружению. Через два года предприятие получило особо секретное задание: был образован сборочно-испытательный цех, в котором собирали центральные и боковые блоки, хвостовые отсеки для всех блоков ракеты, а также проводили их испытания для окончательной выдачи «путевки в жизнь» каждому изделию. Работа была срочная — к концу года заводу требовалось сдать уже два готовых изделия. «В это время мы работали не просто круглосуточно и без выходных, а по-настоящему переселились в помещение цеха», — вспоминал Г.Е. Фомин.

Вместе с рядом сотрудников завода № 1 он прошел стажировку в подразделениях ОКБ-1 и на заводе № 88 в Подлипках (ныне г. Королёв Московской области). В течение полугода стажеры прослушали общий курс основ ракетной техники, изучили нормативно-техническую документацию ракетной отрасли, познакомились с общими рабочими материалами по ракете 8К71 (она же Р-7), на практике осваивали ракетное производство в цехах подлипкинского завода № 88, причем непосредственно на тех же рабочих местах и в тех должностях, на которых должны были работать на заводе № 1 в Куйбышеве. В конце августа 1958 г. работники куйбышевского завода вернулись со стажировки домой.

К концу 1958 г. в цехах завода № 1 уже были собраны, проверены и подготовлены к отправке на полигон Тюратам (ныне Байконур) три новые ракеты Р-7, одна из которых в феврале 1959 г. успешно вышла на орбиту. В феврале 1960 г. Георгия Фомина пригласили в только что образовавшийся отдел № 25 куйбышевского филиала ОКБ-1 под руководством Дмитрия Ильича Козлова. Придя на должность ведущего инженера по испытаниям ракет, он стал начальником сектора, а потом заместителем начальника отдела.

Уже тогда Фомину приходилось довольно часто ездить на испытания на Байконур. Он стал свидетелем первого запуска человека в космос. Вот как вспоминал об этом Г.Е. Фомин: «Утром 12 апреля, около 9 часов, командир части, в которой мы готовили нашу боевую ракету, построил весь личный состав и сказал, что сегодняшний день мы все должны запомнить как самый главный в жизни. В те минуты мы еще не в полной мере осознавали, что стали свидетелями поистине исторического события. Осознание это пришло лишь после того, как вся наша команда услышала по радио сообщение о благополучном приземлении первого космонавта в «заданном районе на территории Советского Союза».

Завод, переименованный с 1 января 1962 г. в «Прогресс», очень быстро стал головным предприятием страны по выпуску ракет Р-7, а филиал № 3 ОКБ-1 — головным предприятием по созданию модификаций Р-7. Как известно, позже на это предпри-

ятие также была возложена еще одна важнейшая оборонная задача — создание автоматических космических аппаратов по наблюдению за земной поверхностью.

Георгий Фомин участвовал в разработке ряда ракетных изделий, в том числе по совершенствованию ракеты Р-7 и проектированию блока Г лунной ракеты Н-1, а также в разработках секретных наблюдательных спутников, в подготовке совместного советско-американского космического полета «Союз – Аполлон» в 1975 г.

Интересна точка зрения Г.Е. Фомина на ракету Н-1: «Есть мнение, что если бы Королёв не ушел из жизни так рано, то работа по Н-1 была бы доведена до конца. Нет, я считаю, что это не совсем верное суждение. К тому времени, когда наша работа вошла в завершающую стадию, американцы уже побывали на Луне, и вокруг нее в определенной степени ажиотаж спал. В итоге практически завершённый проект по Н-1 был свернут».

В 1975 г. Г.Е. Фомину была присуждена ученая степень кандидата технических наук. Он преподавал в Куйбышевском авиационном институте имени С.П. Королёва. Истории программы по подготовке полета на Луну Г.Е. Фомин посвятил работу «Лунная эпопея» [4].

За работу по ракетно-космической тематике Г.Е. Фомин был награжден орденами Ленина, Октябрьской революции, Трудового Красного Знамени, «За заслуги перед Отечеством» 3-й степени, являлся лауреатом Государственной премии СССР (1981).

Умер в Самаре 15 февраля 2019 г.

Литература

- [1] Российский государственный архив в г. Самаре. Ф. Р-933 (Фомин Г.Е.).
- [2] Ерофеев В.В., Чубачкин Е.А. Конструктор космической верфи (Самара космическая. Дмитрий Ильич Козлов и его соратники). Самара: Изд-во СамНЦ РАН, 2007. 308 с.
- [3] Беляков Б.В. Звездный путь «Прогресса». Самара, 2014.
- [4] Фомин Г.Е. Лунная эпопея. <https://seleste-rusa.livejournal.com/703555.html> (дата обращения 22.11.2019).

G.E. FOMIN — DESIGNER OF ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY: PAGES OF BIOGRAPHY

V.N. Paramonov

parvja@mail.ru

Samara National Research University named after Academician S.P. Korolyov

This article is dedicated to Georgy Evgenievich Fomin (1932-2019) — Deputy Design Officer for the General Designer of the Kuibyshev's (Samara) enterprise of TsSKB ("TsSKB-Progress").

КОНСТАНТИН СЕРГЕЕВИЧ КОЛЕСНИКОВ — ФРОНТОВИК И АКАДЕМИК

П.М. Шкапов

spm@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В докладе дается информация о жизни и деятельности академика Константина Сергеевича Колесникова — одного из пионеров освоения космического пространства. При-

водится описание работ созданной им научно-педагогической школы в области исследования ракетно-космической техники, динамики и прочности машин, а также преподавания механики в МВТУ им. Н.Э. Баумана.

В декабре 2019 г. отмечалось 100-летие со дня рождения академика Константина Сергеевича Колесникова. Его имя прочно связано с МВТУ/МГТУ им. Н.Э. Баумана, где он учился, а затем работал почти 70 лет. Именно здесь начинались первые научные изыскания молодого ученого, навсегда связавшего свою жизнь с наукой и преподаванием механики в старейшем техническом вузе страны. Об этом он написал свои воспоминания [1].

Поступив в МВТУ после окончания автомобильного техникума в предвоенный год, К.С. Колесников затем был призван на срочную военную службу, а потом прошел на фронте в автобатальоне все тяжелые годы Великой Отечественной войны с июня 1941 г. по май 1945 г. Участвовал в боях на Западном, Волховском, 2-м Украинском фронтах, защищал Москву и Ленинград, с боями дошел до Будапешта. За проявленные в боевых действиях мужество и героизм награжден орденом Красной Звезды и многими медалями. Военный период жизни К.С. Колесников всегда считал самым важным и определяющим в своем становлении как гражданина и патриота великой страны, трудиться на благо которой он продолжал до самых последних дней жизни. В этот период закалился его прямой, бескомпромиссный характер, сформировалось высочайшее чувство долга и ответственности за любое порученное дело.

Демобилизовавшись только в 1946 г., К.С. Колесников возвращается на учебу в МВТУ. И уже во время учебы проявилось большое желание недавнего фронтовика заниматься научной деятельностью. Ко времени окончания вуза он имел такой большой теоретический и практический задел по динамике колесных машин, что уже через год после окончания вуза с блеском защитил кандидатскую диссертацию, посвященную теоретическому обоснованию и практическому исследованию шимми колес автомобиля. Эта работа молодого исследователя была признана лучшей аспирантской работой 1952 г.

После этого К.С. Колесников становится штатным преподавателем МВТУ. Дальнейшую его судьбу определило знакомство и тесное многолетнее сотрудничество с таким же молодым талантливым ученым и педагогом Всеволодом Ивановичем Феодосьевым. Прежде всего, была сменена тематика научных исследований. Теперь это было одно из самых актуальных и бурно развивавшихся направлений — ракетно-космическая техника. С 1953 г. по представлению В.И. Феодосьева К.С. Колесников стал работать консультантом в ОКБ-1 (ныне РКК «Энергия» им. С.П. Королёва).

В 1959 г. Константин Сергеевич защищает докторскую диссертацию на тему устойчивости движения жидкостной ракеты пакетной схемы, знаменитой «семерки». При защите диссертации на ученом совете в ЦНИИмаш положительное мнение по работе высказал заместитель генерального конструктора — Василий Павлович Мишин (генеральный конструктор С.П. Королёв на защитах обычно не присутствовал) [1].

После этого К.С. Колесников становится профессором кафедры М1 МВТУ им. Н.Э. Баумана. Школа прочнистов МВТУ, основу которой составляли профессора и преподаватели кафедр М1 и К5, являлась в то время одной из самых авторитетных в области исследований динамики и прочности машин, приборов и оборудования [2]. Профессор Колесников — один из ярких представителей этой школы. Свою научную и преподавательскую деятельность он успешно совмещает с большой организаторской и общественной работой на уровне ректората МВТУ, входит в экспертный совет ВАК, в комиссии Министерства высшего и среднего специального образования СССР, в редколлегии научных журналов и изданий, становится председателем диссертационного совета по динамике и прочности машин и приборов.

Самостоятельная научная школа К.С. Колесникова начала формироваться с середины 1960-х гг., когда он, будучи проректором МВТУ им. Н.Э. Баумана по научной работе, начал по совместительству заведовать кафедрой теоретической механики, созданной в 1878 г. в Императорском Московском техническом училище великим русским ученым Николаем Егоровичем Жуковским.

С приходом К.С. Колесникова на кафедру, в состав которой влились его ученики и новые молодые кадры, стали разрабатываться научные направления, актуальные прежде всего для ракетно-космической техники: динамика ракет с ЖРД, включая вопросы продольных и поперечных колебаний конструкции с учетом колебаний жидкости в баках; устойчивость к автоколебаниям систем управления движением; системы топливоподдачи, в том числе при кавитации в шнекоцентробежных насосах; динамика разделения ступеней ракет и раскрытия солнечных батарей спутников и космических станций; ударные взаимодействия и многие другие.

Результаты исследований нашли отражение в многочисленных отчетах, статьях и монографиях К.С. Колесникова и учеников его школы. Данные работы отличает ясность расчетных схем и методик расчетов, которые позволяют не только выявить основные особенности динамики изделий, но и довести решение рассматриваемых проблем до конкретных конструкторских разработок. Физический смысл расчетных схем и результатов анализа всегда стояли на первом месте в проводимых исследованиях. Именно поэтому данные работы были и остаются настольными книгами во многих НИИ и КБ.

Кафедра теоретической механики под руководством академика К.С. Колесникова стала базовой кафедрой среди родственных кафедр других вузов, а дисциплина «Теоретическая механика» упрочила свои позиции как фундаментальная дисциплина в инженерном образовании.

Академик К.С. Колесников оставался признанным лидером ученых-механиков МВТУ вплоть до своей недавней кончины (в мае 2016 г.) на 97-м году жизни. Признанием и подтверждением заслуг научно-педагогической школы академика К.С. Колесникова являлась оказываемая ей в 2003–2015 гг. поддержка в виде грантов Президента РФ как ведущей научной школе России. В наиболее емкой форме всю жизнь Константина Сергеевича, настоящего бауманца, выражают его же слова: «Фронтоник и академик»!

В МГТУ им. Н.Э. Баумана и на кафедре «Теоретическая механика» имени профессора Н.Е. Жуковского бережно сохраняют память об академике Колесникове [3]. Ему посвящены экспозиции в музее МГТУ, создан мемориальный уголок в одной из аудиторий кафедры, в декабре 2019 г. проведена международная научная конференция «Фундаментальные и прикладные задачи механики (FAPM-2019)», посвященная 100-летию со дня рождения академика К.С. Колесникова. Лучшим же памятником ему являются результаты его исследований, учебники и монографии, не утрачивающие своей актуальности с течением времени.

Литература

- [1] Колесников К.С. Рассказ о моей жизни. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. 360 с.
- [2] Научные школы МГТУ им. Н.Э. Баумана. История развития / под ред. И.Б. Федорова, К.С. Колесникова. 2-е изд., доп. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005. 464 с.
- [3] Шкапов П.М. Фронтоник и академик (к 100-летию со дня рождения академика К.С. Колесникова) // Машиностроение и компьютерные технологии. 2019. № 7. С. 13–25. DOI: 10.24108/0719.0001508

KONSTANTIN SERGEYEVICH KOLESNIKOV — VETERAN AND ACADEMICIAN

Р.М. Шкапов

spm@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

The report provides information on the life and work of Academician Konstantin Sergeyevich Kolesnikov, one of the pioneers of space exploration. This paper describes the work of the scientific and pedagogical school that he created in the field of research of space rocket technology, dynamics and strength of machines and teaching mechanics BMSTU.

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИЕ АДРЕСА МОСКОВСКОГО РЕГИОНА. ЦАНДЕР

М.И. Кузнецов

kmikmi@mail.ru

Союз развития наукоградов

Представлены результаты подготовки «Навигатора по космическим адресам московского региона» и дальнейшей работы по поиску и идентификации мест, связанных с жизнью и деятельностью Ф.А. Цандера.

Общественным советом при Государственной корпорации «Роскосмос» создана рабочая группа по вопросам изучения истории развития ракетно-космической отрасли, сохранения ее наследия, популяризации знаний и пропаганды достижений. Одной из рекомендаций рабочей группы была активизация работ по выявлению и систематизации мест зарождения и развития ракетно-космической деятельности СССР и России (науки, техники, технологий, управления), памятных мест, связанных с жизнедеятельностью основоположников ракетно-космической науки и техники (РКНТ).

Нами (Федерацией космонавтики России, Московским государственным институтом индустрии туризма им. Ю.А. Сенкевича, Союзом развития наукоградов России) подготовлен «Навигатор по космическим адресам Московского региона» [1]. Московскому региону принадлежит ведущая роль в ракетно-космическом развитии СССР и России. Здесь создавались средства выведения космических объектов и сами эти космические объекты.

«Навигатор...» включает более 150 памятных мест Московского региона. Это места, связанные с жизнью и деятельностью Н.Е. Жуковского, К.Э. Циолковского, Ф.А. Цандера, С.П. Королёва, М.В. Келдыша, В.П. Глушко, В.Н. Челомея, Ю.А. Гагарина, с разработками и испытаниями первых отечественных ракет и космических аппаратов. Это все разнообразие космических музеев: мемориальные, военно-исторические, музеи учебных заведений, предприятий космической отрасли, планетарии, памятники космической эры, места испытаний ракетно-космической техники, запуска первых ракет и даже общественные организации космического профиля. Кроме конкретных мемориальных мест основоположников теоретической и практической космонавтики, мест запуска первых ракет и других памятных объектов, в Московском регионе сформировались целые города-наукограды, «обслуживающие» космическую отрасль.

Работа над «Навигатором...» показала, что ряд тематических разделов для их более полного представления требует дополнительного поиска, анализа и идентификации исторических мест РКНТ. В докладе представлены результаты такого поиска в

отношении мест, связанных с жизнью и деятельностью ученого, инженера и изобретателя Ф.А. Цандера.

Нами были выявлены, уточнены и идентифицированы места основной работы, проживания, научной, образовательной, общественной и популяризаторской деятельности Ф.А. Цандера и другие биографические аспекты его жизнедеятельности в Московском регионе.

Найдены и идентифицированы:

- место первичного расположения (и частично сохранившиеся корпуса) эвакуированного из Риги авиационного завода «Мотор», на котором Цандер работал с 1919 г.;
- дом вблизи Даниловского кладбища, где он проживал до женитьбы (дом сохранился);
- место проведения организационных заседаний в 1924 г. и работы Общества изучения межпланетных сообщений (одним из инициаторов создания, членом и руководителем научно-исследовательской секции которого он был);
- место проведения Всемирной выставки межпланетных летательных аппаратов и механизмов, на которой были представлены проекты и работы Цандера (1927 г., Тверская ул., 68; дом сохранился, но в связи с реконструкцией Тверской улицы его адрес теперь 1-я Тверская-Ямская ул., 28, корп. 1);
- место проведения испытаний и экспериментальных исследований двигателя ОР-1 в только что образованном Институте авиационного моторостроения на территории ЦАГИ в помещении бывшей евангелическо-лютеранской церкви (кирхе) святого Михаила [2];
- ряд мест проведения Цандером лекций, докладов и дискуссий.

Литература

- [1] Навигатор по космическим адресам Московского региона / авт.-сост. А.В. Хаванов; под общ. ред. М.И. Кузнецова; Федерация космонавтики России, Моск. Гос. Ин-т индустрии туризма им. Ю.А. Сенкевича, Союз наукоградов России. М.: Ключ-С, 2017. 128 с.
- [2] Нарский А.Р. Кирха святого Михаила в Москве как памятник культуры и истории техники. События 1918–1932 гг.: по материалам первоисточников / под ред. А.М. Смолеговского; автор вступ. статьи Д.А. Бельев. М.: Полиграф сервис, 2016. 136 с.

ROCKET AND SPACE ADDRESSES OF THE MOSCOW REGION. TSANDER

M.I. Kuznetsov

kmikmi@mail.ru

Union of development of science cities

The article presents the results of the preparation of the "Navigator for the Cosmic Addresses of the Moscow Region" and further work about search and identification of places associated with the life and work of F.A. Zander.

НЕМЕЦКИЙ ПИОНЕР КОСМОНАВТИКИ МАКС ВАЛЬЕ

С.А. Герасютин

regul2006@mail.ru

Мемориальный музей космонавтики

В феврале 2020 г. исполняется 125 лет со дня рождения Макса Валье (Max Valier) (1895–1930) — немецкого пионера ракетной техники и одного из основателей Общества космоплавания (межпланетных сообщений), литератора, изобретателя-экспериментатора, астронома-любителя, энтузиаста и пропагандиста космонавтики.

Макс Валье был разносторонне одаренным: занимался альпинизмом, лыжным и конькобежным спортом, увлекался поэзией, музыкой и астрономией, руководил частной астрономической обсерваторией, в 1915 г. опубликовал путеводитель «Астрономическое картографирование» [1].

Учеба в Инсбрукском университете была прервана Первой мировой войной, в 1915–1918 гг. он служил в вооруженных силах Австро-Венгрии, для солдат выпустил популярное руководство для астрономических наблюдений невооруженным глазом — «Звездный буклет для всех». После окончания войны подрабатывал литературным творчеством.

С 1919 по 1927 г. Валье публикует несколько книг и читает лекции по теории вечного льда Вселенной (ледниковая космогония), выдвинутой австрийским инженером Г. Хербигером в конце XIX в. Валье пытался связать эту ошибочную теорию с астрономией, опубликовав не менее шести книг по оккультизму и метафизике.

Интерес Валье к ракетной технике был мотивирован теорией Хербигера. Одной из целей космонавтики Валье считал получение доказательств правильности «учения о мировом льде» или ее опровержение. Но основной причиной энтузиазма Валье в отношении использования ракет стало знакомство с книгой Г. Оберта «Ракета в межпланетное пространство» (1923). Валье первым понял и оценил значение фундаментального труда Г. Оберта, он пришел к выводу, что освоение космического пространства можно осуществить только в ходе поэтапных исследований и опытов с ракетами. В 1925 г. Валье разработал план, состоявший из четырех этапов, который стал осуществлять в 1928–1930 гг.: 1) стендовые испытания с целью дальнейшего развития пороховых ракет и моделей летательных аппаратов; 2) испытания ракетных силовых установок на наземных транспортных средствах — автомобилях, санях, железнодорожных дрезинах; 3) разработка жидкостных реактивных двигателей для самолетов; 4) постройка стратосферного самолета и затем жидкостной ракеты для освоения космического пространства. Валье буквально бредил ракетами, он стремится приспособить их ко всем известным видам транспорта, но этот путь был малопродуктивным, так как пороховые ракеты имеют слишком низкий КПД по сравнению с жидкостными реактивными двигателями. Лишь в конце жизни изобретатель занялся опытами с моторами на жидком топливе.

Главной заслугой Валье стала пропаганда ракетной техники. Выступая с лекциями и заметками в газетах, он был одним из организаторов Общества космоплавания (Verein für Raumschiffahrt). Международный и научный престиж общества быстро возрос после вступления в него Г. Оберта, В. Гомана, Ф. фон Гефта, Г. фон Пирке, Р. Эсно-Пельтри, Н.А. Рынина. Шумиха в печати привлекла общественное внимание, о ракетах заговорили, стали интересоваться более серьезными изданиями. В 1924 г. Валье опубликовал книгу «Прорыв в мировое пространство» (русский перевод 1926 г. [2]) — популярное изложение книги Г. Оберта для широкой аудитории, которое стало бестселлером, выдержав к 1928 г. пять переизданий [3]! Такой успех был вызван не только огромным интересом читателей к проблеме космического полета, но и доступной формой подачи сложных вопросов. Новый труд «Ракетостроение. Прорыв в мировое пространство: техническая

возможность» [4] стал главным его произведением и «лебединой песней». В нем Валье излагает основные вопросы в области ракетостроения и освоения космоса. Благодаря этому произведению у него нашлись последователи и подражатели.

Валье был уверен, что скоро люди начнут летать в космос, и всеми силами хотел приблизить этот момент: с 1928 по 1930 г. сам испытывал автомобили с ракетными двигателями, устанавливал на планеры, самолеты, сани, дрезины пороховые ракеты для увеличения скорости. 30 июня 1929 г. состоялся первый в мире полет человека на ракетном летательном аппарате Opel-Sander Rak-1.

17 мая 1930 г. во время работы на испытательном стенде взорвался жидкостной ракетный двигатель. Валье погиб.

Заслуга Макса Валье в развитии ракетной техники и астронавтики состоит в том, что он воодушевил научное сообщество и мировую общественность своим энтузиазмом и верой в будущее освоение космоса [5].

Литература

- [1] Essers И. Max Valier — A Pioneer of Space travel (Макс Валье. Пионер космических путешествий). NASA, F-664. Washington, DC, 1976. P. 263.
- [2] Валье М. Полет в межпланетное пространство. Л.: Книга, 1926.
- [3] Валье М. Der Vorstoß in den Weltenraum. Мюнхен; Берлин, 1924.
- [4] Валье М. Raketenfahrt. Der Vorstoß in den Weltenraum. Eine Technische Möglichkeit. Мюнхен, 1928/1930.
- [5] Валье М. Полет в мировое пространство как техническая возможность / под общ. ред. проф. В.П. Ветчинкина. М.; Л.: Главная редакция научно-популярной и юношеской литературы ОНТИ, 1936.

GERMAN PIONEER OF COSMONAUTICS MAX VALIER

S.A. Gerasyutin

regul2006@mail.ru

Memorial Museum of Cosmonautics

In February 2020 the 125th anniversary of the birth of Max Valier (1895–1930), a German pioneer of cosmonautics and one of the founders of the Space Navigation Society (interplanetary communications), writer, experimental inventor, amateur astronomer, enthusiast, and astronautics propagandist.

К 75-ЛЕТИЮ ВЕЛИКОЙ ПОБЕДЫ: СОВЕТ ВЕТЕРАНОВ РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК И ЕГО РОЛЬ В РАЗВИТИИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ НАУКИ И ТЕХНИКИ

Л.С. Раткин

rathkeen@bk.ru

Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»,
Совет ветеранов РАН, ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН, АРГМ

В 2020 г. отмечается 75-летие Победы в Великой Отечественной войне. Совет ветеранов РАН принимает активное участие в научных исследованиях и оказывает содействие научному обеспечению военного строительства, в том числе, в ракетно-космической отрасли России. Среди новейших направлений исследований — опыт применения

ракетно-космической науки и техники для решения экологических, экономических и энергетических задач.

В докладе рассматривается роль Совета ветеранов Российской академии наук (РАН) в развитии ракетно-космической науки и техники. Из архива Совета ветеранов РАН представлены уникальные документы и фотографии членов Совета ветеранов АН СССР и РАН, ветеранов Великой Отечественной войны — академиков АН СССР и РАН Г.И. Марчука, С.Л. Тихвинского, Г.В. Добровольского, А.А. Саркисова, Е.П. Челышева и многих других известных ученых и общественных деятелей [1, 2].

Совет ветеранов РАН принимает активное участие в научных исследованиях, связанных с изучением традиций военного строительства в России. В частности, Совет ветеранов РАН оказывает содействие научному обеспечению военного строительства, в том числе в ракетно-космической отрасли России, на фундаментальной базе извлечения уроков из отечественного и мирового опыта исторического (цивилизационного) развития. Особое внимание уделяется анализу состояния развития российских и зарубежных ракетно-космических систем и комплексов, современному уровню проработки законодательной базы в сфере ограничения распространения ракетно-космического и ядерного оружия (включая правовые пробелы и внутренние и внешние противоречия в текстах нормативно-правовых документов), учету и практическому использованию передового социально-экономического и нормативно-правового опыта, анализу механизмов принятия и реализации стратегически важных государственных решений. Среди новейших направлений исследований — опыт применения ракетно-космической науки и техники для решения экологических, экономических и энергетических задач, учет результатов точечного применения разработок в ракетно-космической сфере для решения конкретных задач в локальных военных конфликтах, в том числе в новейшей истории. Совет ветеранов РАН объединяет представителей старшей и средней возрастных групп ученых-исследователей, принимавших и принимающих участие в научных работах по открытой и специальной тематике [3, 4].

В докладе представлены примеры научных разработок для ракетно-космической науки и техники и их взаимосвязи с событиями предвоенного, военного и послевоенного времени, а также восстановления оборонной промышленности СССР и России. Кроме того, Совет ветеранов РАН ведет научную работу по оценке временного состояния основных источников жизнеобеспечения народов мира, мировых глобализационных и кризисных процессов в мировой промышленности и экономике, сопровождающихся острой конкуренцией в сфере водных, энергетических, территориальных, продуктовых, информационных и других ресурсов. Активно разрабатывается Советом ветеранов РАН концепция многополярного мира, в котором силовые центры геополитики находятся в состоянии гомеостаза (динамического баланса): культурного плюрализма, дифференциализма, многообразия и т. д., позволяющего народам и нациям идти своей собственной дорогой в политике, экономике, культуре, религии, общественном устройстве, научно-техническом и промышленном развитии без оглядки на «единоличного арбитра» из единого центра. Приведены примеры, иллюстрирующие вклад Совета ветеранов АН СССР и РАН в ракетно-космическую отрасль.

Совет ветеранов РАН также развивает направление коммуникативной компетентности для ориентации на создание подлинно свободного и справедливого многополярного мира, органически складывающегося вокруг многообразных научно-образовательных, промышленных, культурных, цивилизационных, социальных и исторических центров. Для реализации направления разрабатываются различные механизмы взаимодействия и координации деятельности государства и гражданского общества, которые, в частности, включают утверждение в обществе, в сознании и чувствах граждан социально значимых патриотических ценностей, взглядов и убеж-

дений, уважения к научному, промышленному, культурному и историческому прошлому СССР и России, к традициям, формирование расовой, национальной, религиозной терпимости с развитием дружеских отношений между народами. Также советом ветеранов РАН разрабатываются научно обоснованные механизмы совершенствования финансового и ресурсного обеспечения военного строительства, в частности, в ракетно-космической сфере, системы социального обеспечения в ходе военного строительства, повышения социального статуса военнослужащих и повышения престижа военной службы. Совет ветеранов РАН проводит научные консультации в сфере совершенствования системы и повышения качественного уровня государственного управления военным строительством и выполнения гособоронзаказа (например, в ракетно-космической сфере), повышения боевой и мобилизационной готовности силовых компонентов современных военных организаций, оптимизации технического и тылового обеспечения, повышения уровня военного образования и науки, подготовки кадров и младших специалистов в единой системе воинского воспитания. Отдельным направлением работы Совета ветеранов РАН является участие в структурных и технологических преобразованиях ОПК РФ, в его модернизации и техническом перевооружении с повышением уровня инвестиционной привлекательности ОПК РФ и в реализации приоритетных инвестиционных проектов и программ, а также в подготовке новых научных кадров, идущих на смену старшему поколению ученых, например, в ракетно-космической сфере.

В докладе представлены разработки ученого секретаря Совета ветеранов РАН Л.С. Раткина для ракетно-космической отрасли, в том числе защищенные патентами на изобретение в России и за рубежом.

Литература

- [1] Чельшев Е.П. Поклонимся Великим тем годам // Русское зарубежье. 2005. № 1–2. С. 6–13.
- [2] Лавров Н.П., Саркисов А.А. Подводный флот: вклад российской науки // Вестник Российской академии наук. 2006. Т. 76. № 8. С. 737–745.
- [3] Раткин Л.С. Патент на изобретение № 2322693.
- [4] Раткин Л.С. Патент на изобретение № 2662628.

FOR THE 75TH ANNIVERSARY OF THE GREAT VICTORY: THE VETERANS COUNCIL OF THE RUSSIAN ACADEMY OF SCIENCES AND ITS ROLE IN THE DEVELOPMENT OF ROCKET-SPACE SCIENCE AND TECHNOLOGY

L.S. Rathkeen

rathkeen@bk.ru

National Research Center "Kurchatov Institute",
Council of the veterans of the Russian Academy of Sciences,
FSE FNC Research Institute for System Researching, ARGM

In 2020, the 75th anniversary of the Victory in the great Patriotic war will be celebrated. The Council of veterans of the Russian Academy of Sciences takes an active part in scientific research and assists in scientific support of military construction, including in the rocket and space industry of the Russian Federation. Among the newest areas of research is the experience of using rocket and space science and technology to solve environmental, economic and energy problems.

К 75-ЛЕТИЮ АТОМНОЙ ОТРАСЛИ И 65-ЛЕТИЮ СОЗДАНИЯ ПЕРВОЙ ОТЕЧЕСТВЕННОЙ КРЫЛАТОЙ РАКЕТЫ П-5 — ПРООБРАЗА СОВРЕМЕННЫХ РАКЕТ «КАЛИБР»: ЧЕТЫРЕ ПРОМЫШЛЕННЫЕ РЕВОЛЮЦИИ И ИХ РОЛЬ В ИСТОРИИ СОЗДАНИЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Л.С. Раткин

rathkeen@bk.ru

Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»,
Совет ветеранов РАН, ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН, АРГМ

В 2020 г. отмечается 75-летие создания атомной отрасли и 65-летие создания первой крылатой ракеты П-5, разработанной в СССР и являющейся прототипом ракет «Калибр». В докладе представлены уникальные документы, рассекреченные Государственной корпорацией «Росатом» накануне юбилеев. Дан анализ влияния четырех промышленных революций, включая Space 4.0, на развитие мировой ракетно-космической отрасли.

В докладе показана роль четырех промышленных революций, позитивный импульс которых способствовал существенному ускорению производительности труда и качественному росту мировой индустриализации. Первая промышленная революция (1784) ознаменовалась механизацией производственных процессов с внедрением механических станков, применяющих энергию воды и пара. Индустрия 2.0 началась в 1923 г. с массового применения конвейерного производства, разделения работ и использования электрической энергии и способствовала разработке промышленных комплексов, технических средств и систем, которые использовались для создания элементов и компонентов, конструирования и промышленной сборки первых ракет и космических аппаратов, а также вспомогательных приборов и оборудования.

Третья промышленная революция (1969) характеризуется появлением первых программируемых логических контроллеров и эксплуатацией электроники и информационных технологий для высокой автоматизации производства; многие ее разработки использовались для создания ракетной техники и космических кораблей нового поколения, в частности, многоразового использования. Индустрия 4.0, по мнению многих экспертов, началась в 2014 г. с создания самооптимизируемых взаимосвязанных систем реального времени. Четвертая промышленная революция обусловлена внедрением в различные отрасли производства киберфизических систем, что уже изменяет трудовую и социальную сферу жизни. В частности, киберфизические системы активно применяются в мировых корпорациях, разрабатывающих ракетно-космическую технику (например, в «Роскосмосе», Space X).

Каждая промышленная революция способствовала скорейшему внедрению инновационных разработок и формированию стабильного спроса на новые виды продукции, развитию межгосударственной, межотраслевой и внутриотраслевой конкуренции и формулированию новых требований к производственной инфраструктуре и рабочей силе. Применительно к ракетно-космической индустрии, Первая отраслевая промышленная революция Space 1.0 — начальный этап развития мировой космонавтики, на котором с античных времен до 4 октября 1957 г. (сдвиг с 1923 г. на 1957 г. обусловлен спецификой развития отрасли) проводились астрономические наблюдения и выполнялись расчеты без запуска космических аппаратов в космос. А 4 октября 1957 г. благодаря запуску искусственного спутника Земли СССР открыл не только новую эру космических исследований, условно называемую Второй отраслевой промышленной революцией Space 2.0, — началась Великая космическая гонка по изучению и освое-

нию ближнего и дальнего космоса. Третья промышленная революция в ракетно-космической отрасли (Spase 3.0) заключалась в развитии международной кооперации с 1989 г., а Четвертая отраслевая промышленная революция (Spase 4.0) — в формировании пулов долгосрочного научно-образовательного и промышленно-технологического сотрудничества в космической сфере.

Четвертая промышленная революция в ракетно-космической сфере характеризуется многоуровневой децентрализацией отраслевых исследований, формированием новых моделей бизнеса, выводом на рынок новых малых предприятий и стартапов, отраслевой цифровизацией, созданием прорывных технологий в смежных отраслях и упрощением доступа в космос за счет появления новых ракет-носителей.

В докладе представлены уникальные исторические документы, рассекреченные корпорацией «Росатом» накануне 75-летия атомной отрасли СССР, который будет отмечаться в 2020 г. В частности, приведен приказ 1955 г. о создании первой крылатой ракеты П-5, разработанной в СССР, которая является прототипом ракет «Калибр». В рассекреченном документе говорилось, что Опытному конструкторскому бюро № 52 предписывается произвести 40 экспериментальных самолетов-снарядов для советских подводных лодок. Согласно приказу, технические требования к боевой части ракеты предписывалось выдать Министерству среднего машиностроения СССР.

Представленные документы подтверждают уникальность конструкции самолета-снаряда П-5. Разработка является первой в мире крылатой ракетой морского базирования, крыло которой после старта раскрывается автоматически при пуске из надводного положения. Ракета П-5 была принята на вооружение 60 лет назад, в 1959 году, и с 1962 г. ею комплектовали также системы вооружений надводных кораблей ВМФ СССР, поскольку боевая часть ракеты П-5 являлась носителем ядерного или фугасного заряда. Особенностью П-5, в частности, является инновационная конструкция раскрывающегося при старте крыла.

Совместные разработки ракетно-космического комплекса и атомной промышленности СССР внесли существенный вклад в создание отечественного ракетно-ядерного щита, достижение ядерного баланса и формирование сил ядерного сдерживания, которые до сих пор служат одним из ключевых инструментов российской дипломатии в мире! Отраслевые и межотраслевые теоретические основы и практические разработки на десятилетия вперед были созданы всемирно известными учеными, академиками АН СССР М.В. Келдышем, С.П. Королёвым, И.В. Курчатовым, и их многочисленными сподвижниками и коллегами.

В докладе представлены и другие важные документы, рассекреченные государственной корпорацией «Росатом» накануне 75-летия атомной отрасли.

Литература

- [1] Панфилов А.П. Эволюция системы обеспечения радиационной безопасности атомной отрасли страны и ее современное состояние // Радиация и риск (бюллетень Национального радиационно-эпидемиологического регистра). 2016. Т. 25, № 1. С. 47–64.
- [2] Мозговой А.Ф. Универсальный «Калибр» // Морской сборник. 2016. Т. 2016, № 1. С. 61–70.
- [3] Раткин Л.С. Патент на изобретение № 2664071.
- [4] Раткин Л.С. Патент на изобретение № 2664072.

TO THE 75TH JUBILEE OF THE NUCLEAR INDUSTRY AND THE 65TH ANNIVERSARY OF THE CREATION OF THE FIRST DOMESTIC CRUISE MISSILE P-5 — THE PROTOTYPE OF MODERN MISSILES "CALIBER": FOUR INDUSTRIAL REVOLUTIONS AND THEIR ROLE IN THE HISTORY OF ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY

L.S. Rathkeen

rathkeen@bk.ru

National Research Center "Kurchatov Institute",
Council of the veterans of the Russian Academy of Sciences,
FSE FNC Research Institute for System Researching, ARGM

In 2020, the 75th jubilee of the creation of the nuclear industry and the 65th anniversary of the creation of the first cruise missile P-5, developed in the USSR and is a prototype of missiles "Caliber". The report presents unique documents declassified by the State Corporation "Rosatom" on the eve of anniversaries. The article analyzes the impact of four industrial revolutions, including "Space 4.0", on the development of the world rocket and space industry.

ВЕЛИЧАЙШИЙ ПОДВИГ НАШЕЙ РОДИНЫ

В.П. Кузнецов

vpkvpk@mail.ru

МОО «Ветераны КИК»

Показана роль ведущих отечественных ученых и конструкторов в освоении космоса. Отмечены пионерские достижения нашей страны в космической деятельности. Предложены мероприятия для обеспечения дальнейших успехов в исследовании и освоении космоса.

Человечество всего мира будет помнить вечно: 4 октября 1957 г. с первой попытки был осуществлен первый в мире запуск искусственного спутника Земли (ИСЗ). Этот запуск ознаменовал собой начало космической эры человечества. Полет советского спутника имел громадное политическое и научное значение. Этот подвиг нашего народа был осуществлен спустя всего 12 лет после окончания Великой Отечественной войны, унесшей 28 миллионов жизней и разрушившей народное хозяйство страны. Президент США Джон Кеннеди полет нашего спутника прокомментировал так: «Когда мы узнали о запуске русскими, мы пришли в шоковое состояние и в течение недели не могли ни принимать решения, ни разговаривать друг с другом». Этот первый в мире полет ИСЗ свидетельствовал о наличии высокого научно-технического потенциала нашей Родины.

В связи с этим нельзя не отметить Константина Эдуардовича Циолковского, выполнившего фундаментальные исследования по обоснованию движения ракеты переменной массы и путей достижения космических скоростей ее полета. Признание его трудов было отмечено еще за 23 года до запуска первого спутника награждением в 1934 г. редким в то время орденом Трудового Красного Знамени.

Единственный из всех профессионалов, кто встречался с К.Э. Циолковским, был Михаил Клавдиевич Тихонравов, в ту пору один из ведущих специалистов легендарного РНИИ. Начиная с 1947 г. он с группой сотрудников НИИ-4 МО осуществлял детальные исследования многоступенчатых ракет и вариантов ИСЗ. Когда 9 января 1956 г. вышло Постановление СМ СССР о создании и запуске ИСЗ, Сергей Павлович Королёв,

пользуясь практически неограниченной властью для выполнения престижного задания, забрал к себе в ОКБ-1 М.К. Тихонравова и часть его группы. Надо отметить, что без работы «тихонравовской группы» наша страна не была бы первой в начале освоения космического пространства. Одним из подтверждений этого величия явилось присуждение семи сотрудникам НИИ-4 Ленинской премии. За обеспечение этих престижных работ 62 сотрудника НИИ-4 МО получили государственные награды, в том числе начальник НИИ-4 МО А.И. Соколов был награжден высшим орденом страны — орденом Ленина. Один из его заместителей, подполковник Ю.А. Мозжорин, был назначен А.И. Соколовым научным руководителем разработки проекта и создания командно-измерительного комплекса. За эти разработки Ю.А. Мозжорин получил Ленинскую премию, а в 1961 г. стал Героем Социалистического Труда.

Первому запуску ИСЗ предшествовала длительная изнурительная исследовательская работа многих институтов и конструкторских бюро под общим руководством совета главных конструкторов во главе с Сергеем Павловичем Королёвым. Все главные конструкторы, причастные к запуску первых ИСЗ, тоже стали лауреатами Ленинской премии. Следует отметить, что научным исследованиям в ракетно-космической области руководство страны всегда уделяло должное внимание. Именно этим объясняются наши дальнейшие успехи.

Мы были первыми в запуске человека в космос. Мы первыми вышли в открытый космос. Мы первыми совершили облет Луны. Именно у нас была создана непревзойденная космическая структура «Энергия-Буран». В современных условиях впервые в мире наша наука обеспечила создание воздушно-космических гиперзвуковых летательных аппаратов различных классов. Все это свидетельствует о наших возможностях и, в первую очередь, о специалистах, создающих и развивающих отечественную науку на благо человечества.

Чтобы подобные достижения были и впредь, чтобы удержат приоритет в научно-технических достижениях, необходимо серьезно скорректировать соотношение специализаций в наших университетах и научных школах. С 1990-х гг. у нас образовался избыток юристов, финансистов, экономистов. Это материально доходное направление привлекало в вузы молодежь.

В современном мире крайне необходимо увеличить материальную и творческую заинтересованность молодежи в получении научно-технического образования. Президент России еще в 2016 г. заявил, что «необходимо рассматривать стратегию научно-технического развития как один из важнейших определяющих документов наряду со Стратегией национальной безопасности». К сожалению, наша страна еще существенно отстает от целого ряда стран в мировых расходах на НИОКР в области ракетно-космической техники. Очевидно, что настало время увеличить количество бюджетных мест в университетах и их филиалах, отдавая приоритет подготовке кадров научно-технических специальностей.

Чтобы успешно реализовать стратегию научного прогресса, необходимо увеличить материальную и творческую заинтересованность студентов и преподавателей в подготовке специалистов по следующим профилям: микроэлектроника; нанотехнологические изделия; информационные технологии; развитие интеллектуальных систем, в том числе разработка космических бортовых интеллектуальных средств, а также активизировать развитие робототехники, биотехнологий и совершенствование алгоритмов управления и программного обеспечения.

Когда наш первый спутник, пролетев 92 суток, совершил 1440 оборотов вокруг Земли, в том числе сотни раз пролетел над территорией США, наши «партнеры» сделать с ним ничего не смогли. Нашему научному миру на современном уровне развития надо будет достичь аналогичного результата подобного взаимодействия.

THE GREAT FEAT OF OUR MOTHERLAND

V.P. Kuznetsov

vpkvpk@mail.ru

МОО "Veterans KIK"

This article shows the role of leading Russian scientists and designers in space exploration. The pioneering achievements of our country in space activities are noted. Measures are proposed to ensure further success in space exploration and exploration.

ГОСУДАРСТВЕННЫЕ КОМИССИИ ДЛЯ РАКЕТНЫХ И СПУТНИКОВЫХ ПРОГРАММ В СОВЕТСКОМ СОЮЗЕ

Кристиан Лардье

christian.lardier@orange.fr

Президент IFNE

Доклад посвящен рассмотрению истории Государственных комиссий по ракетным и спутниковым программам в СССР и их составу.

Ракетные и спутниковые программы в СССР всегда осуществлялись под руководством правительственной комиссии, возглавляемой высокопоставленным представителем, который координировал работу, принимал решения и давал «зеленый свет» на запуски. Эта комиссия создавалась по постановлению Центрального Комитета КПСС и Совета Министров СССР. Она включала в свой состав заказчиков и основных разработчиков.

В области ракет первая комиссия по запуску «Фау-2» была создана 26 июля 1947 г. в соответствии с Постановлением № 2643-818. В состав этой комиссии входили генерал Н.Д. Яковлев, начальник артиллерии Министерства Обороны (председатель), Д.Ф. Устинов (министр вооружений), С.Н. Шишкин (заместитель министра авиационной промышленности), Н.И. Воронцов (заместитель министра промышленности средств связи), В.П. Терентьев (заместитель министра судостроения), Н.Ц. Котчнов (заместитель министра станкостроительной промышленности), М.К. Соуков (начальник Главкислорода), С.И. Веточкин (начальник 7-го главка министерства вооружений), генерал В.И. Виноградов (старший сотрудник войск тыла), генерал М.П. Воробьев (главнокомандующий военно-инженерными войсками), генерал П.Ф. Жигарев (заместитель главного командующего ВВС), И.А. Серов (заместитель министра внутренних дел) [1, с. 133].

В дальнейшем для всех разрабатываемых ракет создавались свои собственные комиссии.

В области спутников первая Государственная комиссия для запуска спутника была создана 31 августа 1956 г. в соответствии с постановлением № 1239-630. В состав этой комиссии входили В.М. Рябиков, глава Специального комитета (председатель), маршал М.И. Неделин (заместитель министра обороны по вооружению), К.Н. Руднев (заместитель министра вооружений), маршал И.Т. Пересыпкин (руководитель средств связи в Министерстве обороны), А.Г. Мрыкин (заместитель начальника управления ракетного вооружения Министерства обороны), С.М. Владимирский (заместитель министра радиопромышленности), генерал А.И. Нестеренко (начальник космодрома Байконур), Г.Р. Оударов (заместитель министра машиностроения), Г.Н. Пашков (Спецкомитет), главные конструкторы С.П. Королёв (ОКБ-1), В.П. Глушко (ОКБ-456), М.С. Рязанский и Н.А. Пилюгин (НИИ-885), В.И. Кузнецов (НИИ-944), В.П. Бармин (КБОМ) [1, с. 517].

Другая Государственная комиссия была создана 9 сентября 1960 г. в соответствии с Постановлением № 999-414 для запуска объектов М (марсианских аппаратов) в октябре 1960 г. [2, с. 109].

Государственная комиссия для первого пилотируемого полета космического корабля «Восток-1» была создана в соответствии с постановлением Президиума ЦК КПСС от 24 ноября 1960 г. № П130/142.

В соответствии с протоколом заседания ЦК КПСС № 357 от 6 октября 1961 г. председатель К.Н. Руднев был заменен Л.В. Смирновым.

Состав этой комиссии был изменен в соответствии с Постановлением № 2293рс от 7 августа 1962 г.

В дальнейшем председателями комиссии по пилотируемым полетам были: в 1963–1966 гг. Г.А. Тюлин (генерал, заместитель председателя ГКОТ в 1961–1965 гг., первый заместитель министра МОМ 1965–1976 гг.), в 1966–1991 гг. К.А. Керимов (генерал, начальник 3-го главка МОМ в 1965–1974 гг., первый заместитель начальника НИИ-88 в 1974–1991 гг.), В.Л. Иванов в 1991–1996 гг. (генерал, командующий Космическими войсками в 1989–1996 гг.), в 1997–2001 гг. В.А. Гринь (генерал, командующий Космическими войсками в 1997–2001 гг.), в 2001–2002 гг. В.В. Алавердов (первый заместитель директора Главкосмоса в 1999–2002 гг.), в 2002–2004 гг. (первый заместитель директора Росавиакосмоса 2002–2004 гг.), А.Н. Перминов в 2004–2011 гг. Н.Ф. Моисеев (директор Роскосмоса в 2004–2011 гг.), в 2011–2013 гг. В.А. Поповкин (директор Роскосмоса в 2011–2013 гг.), О.П. Фролов с 23 апреля по 2 ноября 2013 г. (первый заместитель директора Роскосмоса), с ноября 2013 г. по март 2015 г. О.Н. Остапенко (директор Роскосмоса в 2013–2015 гг.), с марта 2015 по сентябрь 2018 г. А.Н. Иванов (первый заместитель директора Роскосмоса), с 19 сентября 2018 г. по настоящее время Д.О. Rogozin (генеральный директор Роскосмоса с 2018 г.).

Комиссию для лунной программы 7К-Л1 возглавлял Г.А. Тюлин, первый заместитель министра общего машиностроения в 1966–1970 гг. Затем решением от 23 июня 1967 г. комиссию для лунной программы Н1-Л3 возглавлял С.Н. Афанасьев, министр общего машиностроения в 1967–1974 гг. Комиссию для программы «Энергия-Скиф» (полет 15 мая 1987 г.) возглавлял О.Д. Бакланов, Министр общего машиностроения в 1983–1988 гг. И наконец, комиссию для программы «Энергия-Буран» (полет 15 ноября 1988 г.) возглавлял В.Х. Догужиев, министр общего машиностроения в 1988–1989 гг.

Председателем комиссии по межпланетным аппаратам в 1958–1961 гг. был Руднев, в 1961–1962 гг. Смирнов, с октября 1962 по август 1965 г. Тюлин, а затем с сентября 1965 по 1972 г. Мрыкин, в 1973–1974 гг. Тюлин, в 1974–1991 гг. Керимов.

Приводятся документы о назначении Г.А. Тюлина и А.Г. Мрыкина председателем комиссии по межпланетным аппаратам.

Председателями Государственных комиссий по запуску научных спутников были Руднев (Спутник-3, 1958 г.), Ю.А. Мозжорин (протокол ЦК КПСС № 130 от 20 января 1964 г. для спутников «Электрон»), Г.С. Нариманов (1965–1982), Г.М. Тамкович (1982–2006).

Литература

- [1] Ивкин В.И., Сухина Г.А. Задача особой национальной важности. М.: РОСПЭН, 2010. 1207 с.
- [2] Батурич Ю.М. Советская космическая инициатива 1946–1964. М.: РТСофт, 2008. 416 с.
- [3] Советский космос. Специальный выпуск к 50-летию полета Ю.А. Гагарина. М.: Архив Президента РФ, 2011. 720 с.
- [4] Первый министр ракетно-космической отрасли Сергей Александрович Афанасьев. М.: Ре-старт, 2008. 166 с.
- [5] Сергей Александрович Афанасьев. Создатель отечественной космической индустрии. Ярославль: РМП, 2018.

THE STATE COMMISSIONS FOR ROCKETS AND SPACE PROGRAMS IN SOVIET UNION

Christian Lardier

christian.lardier@orange.fr

President of IFHE

The purpose of this presentation is to discuss the history of State Commissions and their composition.

НОВЕЙШАЯ ИСТОРИЯ КОСМОНАВТИКИ: К 20-ЛЕТИЮ ПЕРВОГО ПУСКА АМЕРИКАНСКОЙ РН «АТЛАС» С РОССИЙСКИМ ЖРД РД-180 РАЗРАБОТКИ НПО ЭНЕРГОМАШ

В.С. Судakov

sudakov_vs@npom.ru

АО «НПО Энергомаш»

24 мая 2000 г. состоялся первый пуск американской ракеты-носителя (РН) «Атлас IIIA» с российским жидкостным ракетным двигателем (ЖРД) РД-180 разработки и производства АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко» (Химки, Московская область). Работы над двигателем начались в 1996 г. после победы в конкурсе на разработку ЖРД для модернизированной РН «Атлас». С тех пор было успешно выполнено подряд 86 пусков РН «Атлас III» и «Атлас 5» с ЖРД РД-180, в США поставлено более 100 серийных двигателей. Предусматривается использование этой РН с российским ЖРД для запусков новых пилотируемых КК Starliner компании «Боинг».

Установление сотрудничества АО «НПО Энергомаш» в области разработки ЖРД с иностранными компаниями в 1950–1980 гг. было невозможно. Это было прерогативой высшего руководства страны и в условиях противостояния двух лагерей практически исключалось. Правда, можно отметить, что еще в 1930-х гг. в рамках деятельности авиазавода № 84 в Химках шло освоение лицензионного производства американского самолета «Дуглас», для чего некоторые специалисты из Химок побывали в командировке в США. Можно также отметить участие группы специалистов предприятия (совместно с представителями ОКБ-1 и ряда других предприятий отрасли) в оказании научно-технической помощи Китаю в 1950-е гг. в освоении ракеты Р-2 с двигателем РД-101. Но эту работу нельзя в полной мере отнести к области внешнеэкономической деятельности, как и проводимую в 1970-е гг. работу по экспорту снегокатов «Чук и Гек» производства АО «НПО Энергомаш» в ряд стран Европы и Америки.

С начала 1990-х гг. практически прекратилось финансирование многих космических программ, в частности программы «Энергия – Буран». В этой связи АО «НПО Энергомаш» осталось без госзаказа на производство только что разработанных, совершенных, самых мощных в мире ЖРД семейства РД-170/171. Возникли предпосылки к полному прекращению деятельности предприятия.

Руководству предприятия (генеральный директор и генеральный конструктор с 1991 г. — Б.И. Каторгин) пришлось приложить много сил, чтобы получить разрешение всех государственных органов на проведение самостоятельной внешнеэкономической деятельности, на посещение иностранными специалистами ранее закрытого города Химки и еще более секретного АО «НПО Энергомаш».

При обсуждении возможных перспектив сотрудничества с такими ведущими фирмами США как «Дженерал Дайнемикс», «Рокетдайн», «Аэроджет», «Пратт энд Уитни», были получены весьма высокие оценки достижений АО «НПО Энергомаш» в области создания ЖРД. По их оценкам, разработка ЖРД РД-170 опередила аналогичные разработки в США на 8–10 лет. В этой связи был понятен интерес к продукции АО «НПО Энергомаш» ряда зарубежных компаний, в первую очередь из США и Франции.

В 1990–1992 гг. было заключено несколько контрактов с фирмами США и Франции. И хотя они были небольшими по суммам, но были очень важны для предприятия, как подтверждение того, что на зарубежные рынки можно и нужно выходить.

Ключевым моментом в международной деятельности следует считать подписание 26 октября 1992 г. Соглашения по совместному маркетингу и лицензированию технологий с компанией «Пратт энд Уитни». Осенью 1995 г. на огневом стенде компании «Пратт энд Уитни» во Флориде были проведены три огневых испытания ЖРД РД-120 разработки АО «НПО Энергомаш». Успех этих испытаний стал весомым доказательством реальной осуществимости плодотворного сотрудничества российских и американских специалистов.

Американская компания Lockheed Martin в январе 1995 г. объявила конкурс на замену двигателя первой ступени в модернизируемой космической РН «Атлас». АО «НПО Энергомаш», решило участвовать в этом конкурсе с проектом двигателя РД-180 — двухкамерной производной двигателя РД-170, который в этом варианте удачно увязывался с техническими требованиями к двигателю модернизируемой РН «Атлас». Правительство Российской Федерации поддержало инициативу АО «НПО Энергомаш», и 23 мая 1995 г. вышло правительственное распоряжение, которым разрешалось АО «НПО Энергомаш» разработать по заказам американских ракетно-космических компаний ЖРД для поставки в США с целью использования в составе космических РН [1].

В конкурсе кроме проекта РД-180 участвовали модернизированный двигатель МА-5А фирмы Rocketdyne и российский двигатель НК-33 производства ОКБ Кузнецова.

После объявления в январе 1996 г. двигателя РД-180 победителем конкурса на замену двигателя для РН «Атлас» было организовано американо-российское СП «РД АМРОСС» для проведения маркетинга, производства и продажи ракетных двигателей в США.

Процесс отработки и сертификации двигателя РД-180 во многих важных аспектах имел определенные особенности и выходил за рамки предшествующего опыта. Впервые в практике АО «НПО Энергомаш» заказчиком разработки двигателя выступало не отечественное государственное ведомство, а частная иностранная фирма. Создание двигателя новой и столь значительной размерности осуществлено в крайне сжатые сроки, при этом отработка совершена на малом количестве материальной части. Темп отработки был исключительно высоким и не имел precedентов.

Двигатель отрабатывался в три этапа:

- для РН «Атлас III»;
- для РН среднего класса «Атлас V»;
- для РН тяжелого класса «Атлас V».

В результате был создан универсальный двигатель РД-180, который без каких-либо доработок или изменений конструкции может использоваться для всего семейства РН «Атлас» [2].

Первый товарный (серийный) двигатель РД-180 был поставлен в США в январе 1999 г., но первый полет был задержан почти на год из-за имевшихся в то время в США проблем с двигателем RL10 второй ступени. И наконец пришел май 2000 г., когда состоялся исторический первый пуск американской РН «Атлас IIIA» с российским ЖРД РД-180 разработки и производства АО «НПО Энергомаш». Он был проведен только с пятой попытки: то яхты у побережья Флориды не уходили из запрещенной зоны, то

ломался радар отслеживания траектории полета ракеты, то частный самолет неожиданно влетел в запрещенную зону, и т. п.

24 мая 2000 г. этот пуск был успешно выполнен, что вызвало многочисленные восторженные отклики в российских и зарубежных СМИ. В АО «НПО Энергомаш» ведущие специалисты предприятия смотрели за этим пуском на экранах телевизоров в реальном времени благодаря специально организованному каналу связи с США, рядом стояли десятки камер многочисленных российских телеканалов. В том пуске впервые в истории телекамеры были установлены на борту ракеты-носителя и все видели работу нашего двигателя не только при старте, но и в полете.

К осени 2019 г. в АО «НПО Энергомаш» изготовлено больше 130 двигателей РД-180, проведено более 260 огневых испытаний. Общая наработка при стендовых испытаниях составила более 50 000 с.

Проведено 86 пусков различных версий РН «Атлас» с абсолютным успехом без замечаний к двигателю. Нарботка двигателя при пусках составила более 21 000 с.

Время идет вперед, политики привносят различные проблемы, но эксплуатация двигателя РД-180 продолжается. Готовятся пуски РН «Атлас» с РД-180 для запуска нового пилотируемого КК «Старлайнер» компании Боинг. Появляются предложения по использованию этого двигателя в новых российских РН, ведутся переговоры о его использовании в некоторых иностранных ракетах-носителях. Жизнь продолжается...

Литература

- [1] «НПО Энергомаш». Путь в ракетной технике / под ред. Б.И. Каторгина. М.: Машиностроение, 2004. 488 с.
- [2] Рахманин В.Ф., Судаков В.С. Разработка ЖРД РД-180 для РН «Атлас» // История развития отечественных ракетно-космических двигательных установок. Т. 5. М.: Столичная энциклопедия, 2018. С. 306–310.

THE NEWEST HISTORY OF COSMONAUTICS: AT THE 20TH ANNIVERSARY OF THE FIRST LAUNCH OF ATLAS AMERICAN LAUNCH VEHICLES "ATLAS" WITH RUSSIAN LRE RD-180 WHICH DEVELOPMENT OF NPO ENERGOMASH

V.S. Sudakov

sudakov_vs@npoem.ru

NPO Energomash

May 24, 2000 — the first launch of the Atlas IIIA American launch vehicle (LV) with the Russian RD-180 liquid rocket engine (LRE) which was developed and produced by «NPO Energomash» named after Academician V.P. Glushko» (Khimki, Moscow region). Work on the engine began in 1996 after winning the competition for the development of rocket engines for the modernized Atlas rocket. Since then, 86 launches of Atlas III and Atlas 5 LVs with RD-180 rocket engines have been successfully completed in a row; more than 100 serial engines have been delivered to the United States. It is planned to use this LV with a Russian liquid propellant rocket to launch new Boeing's Starliner manned spacecraft.

СИСТЕМА МОРСКОЙ КОСМИЧЕСКОЙ РАЗВЕДКИ И ЦЕЛЕУКАЗАНИЯ «ЛЕГЕНДА»: РАССВЕТ И ЗАКАТ БОЕВОГО ИСПОЛЬЗОВАНИЯ

В.В. Шель

Schell77@mail.ru

Военная академия Генерального штаба ВС РФ

Рассматривается история создания и развития системы морской космической разведки и целеуказания «Легенда». Раскрываются возможности ее боевого использования.

В 1960-х гг. перед отраслевой наукой и промышленностью была поставлена задача создания первой в мире космической всепогодной системы наблюдения за надводными целями на всей акватории Мирового океана с передачей данных непосредственно на наземные или корабельные командные пункты. Предпосылкой создания системы стали поиски надежного способа целеуказания и наведения крылатых ракет на американские авианосные ударные группы, являющиеся в те годы основным противником советского Военно-морского флота (ВМФ). Так, в июне 1960 г. вышло постановление правительства о разработке системы морской космической разведки и целеуказания (МКРЦ). Для реализации проекта требовалось решить целый ряд сложных научно-технических проблем. В связи с этим в создании системы участвовала большая кооперация разработчиков. В итоге, 3 октября 1970 г. в СССР был запущен первый космический разведывательный аппарат. Спустя пять лет началась боевая эксплуатация системы МКРЦ с космическими аппаратами (КА) радиолокационной разведки УС-А, а с 1978 г. — с КА обоих типов (УС-А и УС-П (радиотехнической разведки)). Запуски этих аппаратов осуществлялись специальными подразделениями полигона Байконур [1]. В итоге система МКРЦ, получившая наименование «Легенда», включала в себя спутники активной и пассивной разведки, способные обнаружить отряд кораблей, определить сигнатуру их РЛС и национальную принадлежность.

Функции планирования использования системы МКРЦ по целевому назначению, управления орбитальной группировкой КА, а также прием на наземный специальный комплекс накопленной информации возлагались на подразделения специального центра ВМФ. Важной задачей, возлагаемой на систему МКРЦ в 1970–1980 гг., стало обеспечение данными разведки и целеуказания подводных лодок и надводных кораблей, несущих боевое дежурство. В тоже время система использовалась для наблюдения за ходом войн и вооруженных конфликтов. Однако с началом англо-аргентинского вооруженного конфликта по объективным причинам состав орбитальной группировки системы оказался наименьшим за все время ее боевого использования [2]. Поэтому неудивительно, что в марте – июне 1982 г. были выведены на орбиты спутники радиоэлектронной разведки (РЭР) «Космос-1345», «Космос-1346», «Космос-1355», «Космос-1356», «Космос-1378».

Это значительно расширило возможности космической РЭР в контроле деятельности ВМС Великобритании, участвующих в конфликте. Система МКРЦ позволяла полностью отслеживать оперативно-тактическую обстановку в Южной Атлантике и точно просчитывать действия британского флота. Одновременно обеспечивались данными разведки и целеуказания советские подводные лодки и надводные корабли, несущие боевую службу в акватории Мирового океана [3]. По данным космической разведки, в первую очередь по показаниям КА УС-А, было вскрыто сосредоточение группировки английских ВМС на границе двухсотмильной зоны относительно Фолклендских островов, формирование из ее состава трех десантных отрядов и занятие ими исходной позиции на удалении 80–90 миль от предполагаемых мест высадки десанта. Анализ

этих данных позволил заблаговременно выявить намерения командования английской группировки и спрогнозировать начало десантной операции.

Комплексная обработка аналитиками Разведывательного управления Главного штаба ВМФ и космического центра ВМФ сведений, полученных со спутников РЭР, позволяла регулярно информировать флотское командование и Генеральный штаб об обстановке в районе конфликта. Такие материалы о надводной обстановке в акваториях Центральной и Южной Атлантики в интересах ВМФ СССР могли быть получены только космическими средствами разведки. Добытые системой сведения получили высокую оценку главнокомандующего ВМФ Адмирала Флота Советского Союза С.Г. Горшкова и министра обороны СССР Маршала Советского Союза Д.Ф. Устинова.

Ракета-носитель «Циклон-2» обеспечила запуск практически всех КА УС-А и УС-П без замечаний (исключение составил аварийный запуск КА УС-А 25 апреля 1973 г.). Разработчики системы МКРЦ постоянно работали над повышением ресурса работы бортовых систем и аппаратуры КА, что позволило к середине 1980-х гг. существенно увеличить срок активного существования КА УС-А с 45 до 130 суток, а КА УС-П — с 90 до 700 суток. Определенные сложности выявились при эксплуатации КА УС-А с ядерной энергетической установкой (ЯЭУ). В январе 1978 г. на КА «Космос-954» произошла разгерметизация приборного отсека, и было потеряно управление; команды на увод отделяемой радиационно опасной части КА на высокую орбиту не проходили. В итоге КА прекратил свое существование над Канадой. Как выяснилось позже, благодаря срабатыванию дублирующей системы обеспечения радиационной безопасности — системы аэродинамического разрушения упавшие на территорию этой страны фрагменты КА не представляли серьезной опасности. Несмотря на то, что возможность вывода КА с ЯЭУ на околоземные орбиты допускается международным правом, руководство СССР из-за международной реакции на такие запуски приняло решение о временном приостановлении эксплуатации КА УС-А. Были приняты дополнительные меры, направленные на обеспечение радиационной безопасности: система аэродинамического разрушения дополнена системой выброса активной зоны из реактора и датчиками аэродинамического нагрева. Эффективность выполненных доработок ЯЭУ была проверена при запусках «Космос-1402» и «Космос-1900». В 1980 г. запуски КА УС-А возобновились. Оснащенные бортовым радиолокационным комплексом они успешно функционировали в составе системы МКРЦ до 1988 г., когда состоялся последний запуск КА УС-А. Затем от эксплуатации КА с ЯЭУ отказались.

Орбитальная группировка КА УС-П практически непрерывно поддерживалась в составе: с 1981 г. — двух спутников, с 1985 г. — трех, позже — до четырех спутников. Система МКРЦ функционировала в штатном режиме, а ее личный состав нес боевое дежурство. Благодаря совместному применению с ней разведывательных кораблей и самолетов дальней морской авиации удалось почти полностью охватить в вопросах освещения обстановки обширные океанские пространства. Однако к настоящему времени ВМФ утратил эту систему. Последний усовершенствованный КА УС-ПУ № 611 был изготовлен в 2004 г. и запущен в июне 2006 г.

Таким образом, созданная усилиями видных советских деятелей науки и техники система МКРЦ, состоящая из сложнейших разнородных технических комплексов, объединенных устройствами сопряжения и единым алгоритмом функционирования, успешно решала задачи как разведки надводной обстановки в акватории Мирового океана, так и целеуказания противокорабельному оружию ВМФ. Она являлась первой системой космической разведки и целеуказания по подвижным морским целям, не имевшим аналогов до последних лет. Поэтому серьезнейшей ошибкой является ее снятие с боевого дежурства. МКРЦ «Легенда» уже нет, а новая усовершенствованная система только создается. При этом тактико-технические характеристики последней не раскрываются.

Литература

- [1] История развития отечественных автоматических космических аппаратов. М.: Столичная энциклопедия, 2015. С. 352–353.
- [2] Федоров В.М. Военно-морская разведка: история и современность. М.: Оружие и технологии, 2008. С. 577.
- [3] История отечественной морской радиоэлектронной техники. М.: Столичная энциклопедия, 2018. С. 189, 192.

MARINE SPACE RECONNAISSANCE AND TARGET DESIGNATION SYSTEM "LEGENDA": THE RISE AND FALL OF COMBAT USE

Vyacheslav V. Shel

Schell77@mail.ru

Military Academy of the General staff of the Armed Forces of the Russian Federation

The history of creation and development of the marine space reconnaissance and target designation system "Legenda" is considered. The possibilities of its combat use are revealed.

ДОКУМЕНТЫ АРХИВА РАН ПО ИСТОРИИ ОСВОЕНИЯ КОСМОСА

О.В. Селиванова

olya84@list.ru

Архив РАН

Доклад содержит краткий обзор некоторых хранящихся в Архиве РАН фондов учреждений Академии наук и личных фондов ученых, занимавшихся исследованием космоса.

Архив РАН — одно из старейших и крупнейших архивохранилищ наследия деятелей науки и техники. Он отвечает за накопление, сохранение и изучение уникальных фондов, коллекций и собраний исторических документов. Безусловно, история освоения космоса также нашла отражение в Архиве РАН [1].

Первая группа документов — это фонды учреждений Академии наук и ее комиссий.

1. Институт космических исследований. Создан в Москве 15 мая 1965 г. как головной институт по научным исследованиям в области изучения космоса, по разработке и изучению научных проблем космических полетов, исследования Луны и планет солнечной системы. Фонд (№ 1862) содержит приказы по основной деятельности института, протоколы и стенограммы заседаний ученого совета и его секций, советов по защите диссертаций, протоколы производственных совещаний, заседаний комиссии по международным связям, годовые планы и отчеты, отчеты по НИР, штатные расписания и бухгалтерские отчеты, переписку об участии сотрудников института в международных экспедициях, материалы по НИР «Программа МАРС» и др.

2. «Интеркосмос». Совет по международному сотрудничеству в области исследования и использования космического пространства Академии наук СССР был создан в 1966 г. Он координировал деятельность АН СССР, Министерства общего машиностроения, Министерства здравоохранения с другими министерствами и ведомствами по сотрудничеству в области изучения космоса совместно со странами соцлагеря, Францией, Индией, США и др. Фонд (№ 1678) содержит ТЗ, акты испытаний, описания научных экспериментов, информационные бюллетени Совета, протоколы, отчеты, предложе-

ния по международному сотрудничеству, космической физике, биологии и медицине; материалы об участии в работе Международного комитета по космическим исследованиям, Международной астронавтической федерации, Европейской организации космических исследований, международных съездов; документы о сотрудничестве СССР и США в области создания систем сближения и стыковки КА по программе «Союз» — «Аполлон» и «Салют» — «Шаттл», о подготовке и проведении совместных советско-индийского и советско-афганского космических полетов и др. В состав фонда входят документы Международной академии астронавтики и переписка об участии АН СССР в ее деятельности (1981–1991), а также коллекция документов и предметов, относящихся к полетам международных космических экипажей: свидетельства Федерации авиационного спорта СССР и Международной авиационной федерации об осуществлении полетов, альбомы, фотографии.

3. Комиссия АН СССР по исследованию и использованию космического пространства (1957–1974). Занималась научно-организационной деятельностью по исследованию верхних слоев атмосферы. Фонд (№ 1746) включает информационные материалы бюро, комитетов и секретариатов международных федераций по астронавтике и изучению космического пространства (МАН, МАФ, КОСПАР и др.), отчеты о пленарных заседаниях ассамблей, международных конгрессов; обоснования поездок и указания советским ученым, участвующим в деятельности международных научных организаций, доклады участников конференций; материалы ООН о деятельности в области космических исследований и мирного использования космоса; научные программы собраний Ассоциации аэрокосмической медицины, Американского института аэронавтики и астронавтики и др.

Вторая группа документов — это материалы личных фондов ученых.

1. Безусловно, на первом месте стоит фонд К.Э. Циолковского (№ 555) — основоположника современной космонавтики [2]. Фонд содержит рукописи его трудов, докладов, лекций, чертежи, формулы, а также материалы по дирижаблю (таблица расчетов, рисунки, предварительный проект, геометрический расчет оболочки). Среди биографических документов — автобиографии, записки «Из моей жизни», анкеты, документы об избрании членом различных обществ, поздравления, воспоминания об ученом его знакомых, фотографии, записные книжки, послужной список, завещание и др. Обширна его переписка (1019 единиц хранения).

2. Фонд одного из пионеров в области ракетной техники Ф.А. Цандера (№ 573) представлен: различными расчетами, наблюдениями, «Астрономическим дневником», работами по проблемам астроботаники, межпланетных путешествий, реактивных двигателей, эскизами и пояснениями к проекту составной ракеты, научными статьями; биографическими документами (заявления, автобиографии, записные книжки, дневники); документами о научно-организационной и педагогической деятельности (ЦАГИ, МАИ, Обществе изучения межпланетных сообщений и др.). Писем, к сожалению, сохранилось мало, всего 30 дел.

3. Фонд специалиста в области воздухоплавания Н.А. Рынина (№ 928) содержит его лекционные материалы, статьи, доклады по проблемам аэродинамики, межпланетным сообщениям, отчеты о наблюдениях во время полетов воздухоплавательных аппаратов, коллекция иллюстраций по воздухоплаванию, статьи и отзывы о трудах и деятельности Рынина.

4. Фонд С.П. Королёва (№ 1546) значительно меньше по объему, что связано в первую очередь с засекреченностью его работы. Тем не менее сохранились тексты некоторых его выступлений и докладов, рабочие заметки, отзыв пилота-парителя инженера С.П. Королёва о бесхвостом планере БИЧ-8 конструктора Б.И. Черановского, наброски стихотворений Королёва, справки биографического характера, свидетельства, записные книжки, документы о службе Королёва в Германии, фотографии, статьи и

воспоминания о Королёве его матери, а также К.Д. Бушуева, Г.С. Ветрова, Л.А. Владиславлева, В.Н. Галковского, М.Л. Галлая, В.С. Губарева, Н.И. Ефремова, А.Ю. Ишлинского, В.П. Мишина, А.В. Палло, В.А. Сытина, А.Н. Туполева и др.

5. Фонды преемников С.П. Королёва, В.П. Мишина (№ 2221) [3] и В.П. Глушко (№ 2080), а также К.Д. Бушуева (№ 1889), еще не обработаны. Они также невелики по объему и после введения в научный оборот скорее будут полезны для освещения биографии ученых, а не их научно-технической деятельности.

6. В фонде А.Н. Несмеянова (№ 1647) хранятся приветственные письма и телеграммы от коллективов заводов, институтов, международных организаций, советских граждан, а также письма и телеграммы из различных стран мира в связи с полетом Ю.А. Гагарина, присланные Несмеянову как президенту Академии в 1961 г.

Кроме того, в Архиве РАН хранятся фонды ученых смежных областей, чьи исследования, бесспорно, внесли важный вклад в изучение космоса, например, М.В. Келдыша, В.П. Белякова, Д.В. Скобельцына, А.П. Александрова.

Таким образом, очевидно, что Архив РАН хранит огромное количество документов для изучения истории и предыстории космических полетов и личного вклада ученых в покорение космоса. Для исследователей открыт читальный зал Архива РАН, а для просмотра описей фондов и предварительного заказа дел можно воспользоваться базой данных Архива РАН [4].

Литература

- [1] Батулин Ю.М. Академия наук и космос. К 50-летию полета Ю.А. Гагарина / отв. сост. В.Ю. Афиани, сост. Е.В. Косырева, Н.В. Литвина. М.: Архив РАН, 2011. 70 с.
- [2] Гражданин Вселенной: к 150-летию со дня рождения К.Э. Циолковского. Документы, фотографии из фондов Архива РАН / сост. Т.Г. Краснова, Н.В. Литвина, А.А. Коротков, Л.И. Панцырева; под ред. В.Ю. Афиани. М., 2007. 90 с.
- [3] Селиванова О.В. Документы личного фонда академика В.П. Мишина как источник по истории космонавтики // Вспомогательные исторические дисциплины и источниковедение. Материалы XXVII междунар. науч. конф. Москва, 9–11 апреля 2015 г.). М.: РГГУ, 2015. С. 398–400.
- [4] <http://isaran.ru/?q=ru/funds&str=%D1%80%D0%B0%D0%BA%D0%B5%D1%82>

DOCUMENTS OF THE ARCHIVE OF THE RUSSIAN ACADEMY OF SCIENCES ON THE HISTORY OF SPACE EXPLORATION

O.V. Selivanova

olya84@list.ru

Archive of the Russian Academy of Sciences

The report contains a brief overview of some archival collections of the Institutions of the Academy of Sciences and the personal funds of scientists involved in space exploration stored in the Archive of the Russian Academy of Sciences.

КОСМИЧЕСКИЕ НАГРАДЫ АКАДЕМИИ НАУК СССР: ПЕРВАЯ МЕДАЛЬ В ЧЕСТЬ НАЧАЛА КОСМИЧЕСКОЙ ЭРЫ ЧЕЛОВЕЧЕСТВА

В.И. Ивкин

lvkin-v@mail.ru

Военная академия РВСН имени Петра Великого

Рассматривается история учреждения настольной медали в честь запуска 4 октября 1957 г. в Советском Союзе первого искусственного спутника Земли и награждения ею организаций и учреждений, конструкторов, инженеров, военнослужащих.

К 60-летию запуска в СССР первого искусственного спутника Земли были рассекречены документы из Архива Президента Российской Федерации: Постановления Совета министров СССР от 18 декабря 1957 г. № 1418-657 «О присуждении Ленинских премий конструкторам, ученым, инженерно-техническим работникам, отличившимся при создании первого в мире искусственного спутника Земли» и № 1419-658 «О выделении денежных средств для премирования и о других видах поощрения инженерно-технических работников и рабочих, наиболее отличившихся при создании и запуске искусственного спутника Земли», опубликованные в 2017 г. [1].

В этот же день (18 декабря 1957 г.) было принято несекретное постановление Совета министров СССР № 1420 «О сооружении в г. Москве обелиска и учреждении настольной медали в ознаменовании пуска в Советском Союзе первого в мире искусственного спутника Земли», оставленное на хранении в «Особой папке Совета Министров» и напечатанное в сборнике постановлений Совета министров СССР за декабрь 1957 г. с грифом «Для служебного пользования».

Во втором пункте постановления учреждалась настольная медаль тиражом 350 экземпляров, а в четвертом пункте поручалось Президиуму Академии наук СССР утвердить статут этой настольной медали и определить порядок ее присуждения.

28 февраля 1958 г. на заседании Президиума АН СССР под руководством академика А.Н. Несмеянова был рассмотрен вопрос о настольной медали. Участникам заседания были предложены пять вариантов настольной медали [2]. Президиум принял решение: «Поручить комиссии в составе: академик М.В. Келдыш (созыв), академик Л.И. Седов [заведующий отделом механики Математического института], член-корреспондент АН СССР С.П. Королёв, член-корреспондент АН СССР В.П. Глушко, [Анатолий Павлович] Хмельницкий [заместитель главного ученого секретаря Президиума АН СССР, начальник отдела Спецработ Президиума Академии наук СССР] на основе обмена мнениями, имевшими место на заседании Президиума, представить к 7 марта с. г. окончательный вариант эскиза медали, ее описание и положение о ней» [3].

На заседании Президиума АН СССР 7 марта 1958 г. было учреждено Положение о настольной медали, ее описание и эскиз, предложенный медальером Верой Михайловной Акимусхиной. Одновременно комиссии М.В. Келдыша поручалось утвердить макет медали. Согласно Положению о медали, она присуждалась Президиумом Академии наук СССР как организациям (институту, высшему учебному заведению, лаборатории, конструкторскому бюро, предприятию, заводу, научному обществу), так и отдельным лицам (советским и зарубежным ученым и инженерам). Местом хранения архива и дел по присуждению медали определялась Академия наук СССР [3].

К открытию первой крупной после Второй мировой войны Всемирной выставки в Брюсселе (17 апреля 1958 г.) по заказу Министерства культуры СССР и Главвелоирторга Министерства торговли СССР Ленинградским монетным двором по эскизу скульптора Марины Ефремовны Эшба была выпущена большая памятная медаль, посвященная запуску первого искусственного спутника Земли. Она предназначалась для продажи

населению в Советском Союзе, а также на международной выставке в Брюсселе по заказу Всесоюзного экспортно-импортного объединения «Разноэкспорт» [2].

Изготовление же настольной медали от Академии наук вошло в фазу бюрократического сопротивления со стороны Главного управления производства государственных знаков (ГОЗНАК) Министерства финансов СССР. Сначала Экспертно-художественный совет по памятным и юбилейным медалям при Главном управлении изобразительных искусств и охраны памятников Министерства культуры отказался утверждать предложение Академии наук, потребовал доработки, а затем более полугода тормозил изготовление гипсовых форм. И только после подключения к решению этого вопроса заместителя министра культуры С.В. Кафтanova 13 января 1959 г. ГОЗНАК согласился изготовить на Московском монетном дворе 350 экземпляров бронзовой настольной медали, выполненной скульпторами В.М. Акимушкиной и М.Е. Эшбой [2].

Более трех лет продолжалось согласование списков награждаемых, после комиссии М.В. Келдыша отбором занималась комиссия в составе А.Н. Несмеянова (Президент АН СССР), К.Н. Руднева (председатель Госкомитета по оборонной технике), В.П. Пешкова (член Госкомитета по координации научно-исследовательских работ) и В.Д. Калмыкова (председатель Госкомитета по радиоэлектронике). 12 апреля в космосе побывал Ю.А. Гагарин и постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 320-138 была учреждена очередная памятная медаль, посвященная первому полету советского человека в космос [4].

11 мая 1961 г. в ЦК КПСС направлена записка президента АН СССР А.Н. Несмеянова и главного ученого секретаря Президиума АН Е.К. Федорова № 23-398, в которой говорилось, что в ближайшее время Президиум имеет в виду присудить медаль в честь запуска первого спутника 292 советским организациям и отдельным лицам. Адресанты просили рассмотреть кандидатуры 10 иностранных ученых и девяти зарубежных организаций и станций наблюдения за искусственными спутниками Земли и наградить их настольными медалями [2].

С 19 мая 1961 г. М.В. Келдыш стал президентом Академии наук, погиб в авиационной катастрофе член комиссии А.П. Хмельницкий. Прошел исторический XXII съезд КПСС, а награждения за запуск первого ИСЗ все нет. В итоге было принято постановление о награждении медалью. Весьма интересно, что стенограмма обсуждения не-секретная [3], а постановление — секретное [5].

Всего, согласно постановлению Правительства, было учреждено 350 медалей. Согласно выявленным постановлениям Президиума Академии наук вручено 63 медали организациям и 275 медалей отдельным лицам, в том числе девяти гражданам посмертно.

Полный список награжденных публикуется в № 6 журнала «Исторический архив» за 2019 г. Он вызовет у внимательных читателей ряд вопросов. Например, какое отношение к запуску первого искусственного спутника Земли имели Ю.А. Гагарин и Г.С. Титов? Или почему в списках награжденных имеются многочисленные ошибки, даже Демичев Петр Нилович в постановлении назван Николаевичем? А где иностранцы? Что случилось с 12 медалями из 350 изготовленных?

Дальнейшее изучение вопросов космических наград Академии наук требует новых исследований и архивных поисков.

Литература

- [1] Исторический архив. 2017. № 3. С. 74–91.
- [2] Архив РАН. Ф. 2. Оп. 1 — (1958). Д. 93; Оп. 1 — (1961). Д. 44.
- [3] Архив РАН. Ф. 2. Оп. 6а. Д. 149; Оп. 6. Д. 383.
- [4] Первый пилотируемый полет. Российская космонавтика в архивных документах / под ред. В.А. Давыдова. В 2 кн. Кн. 1: Федеральное космическое агентство. М.: Родина МЕДИА, 2011. с. 456.
- [5] Архив РАН. Ф. 530. Оп. 26. Д. 57.

SPACE AWARDS OF THE ACADEMY OF SCIENCES OF THE USSR: FIRST MEDAL TO THE BEGINNING THE SPACE ERA OF HUMANITY

V.I. Ivkin

Ivkin-v@mail.ru

Военная академия РВСН имени Петра Великого

The article tells the story of the establishment of a table medal in honor of the launch on October 4, 1957 in the Soviet Union of the first artificial Earth satellite and its awarding to organizations and institutions, designers, engineers, and military personnel.

КОСМИЧЕСКИЙ АРХИВ ПЛАТОНОВА – КАЗАКОВОЙ

Б.Л. Будинас

Boris.budinas@gmail.com

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Рассказ о сохраненных в Институте прикладной математики имени М.В. Келдыша материалах по баллистическому обеспечению советских космических полетов в 1950–1980-е гг.

В 2007 г. исполнилось 50 лет первому искусственному спутнику Земли. К этой юбилейной дате сотрудник Института прикладной математики (ИПМ) им. М.В. Келдыша — Александр Константинович Платонов сделал доклад на ученом совете института. Он рассказал о том, как история создания первого спутника видится из нашего института. У нас занимались и занимаются вычислительными задачами космических полетов — задачами определения траекторий этих полетов. Лично Александр Константинович в 1957 г. занимался компьютерной обработкой оптических наблюдений первого Спутника для автоматического определения его орбиты. В Москву телеграммы о наблюдениях первого Спутника приходили со всего мира.

А.К. Платонов сказал: «Я полагаю, что эта работа была одной из самых удачных в моей жизни. На ней были найдены методы обработки траекторных измерений».

Сейчас эти методы работают во всех системах автоматического слежения за космическим пространством — без ЭВМ такие системы были бы просто невозможны. А в 1957 г. это была первая проба пера на одной из первых в СССР вычислительных машин СТРЕЛА. Этой задачей в ИПМ занимались три человека примерно с таким распределением ролей — математическая и идейная часть была за Тимуром Магомедовичем Энеевым, Александр Константинович Платонов писал программы, а Раиса Константиновна Казакова помогала в работе на вычислительной машине.

В то же время в НИИ-4 вручную определяли орбиту спутника — на основе их данных информационное агентство ТАСС передавало сообщения, когда можно будет наблюдать спутник в разных городах мира.

Через некоторое время после доклада Платонова Раиса Константиновна Казакова повела меня в подвал нашего института и показала металлические шкафы, заполненные различными материалами, оставшимися после работ института по баллистическому обеспечению космических полетов в 1950–1980-е гг. Часть — возможно, ценнейшая — этих материалов и представляет собой архив Платонова-Казаковой (далее архив П-К). Здесь необходимо сказать, что для надежности работа баллистиков одновременно велась в трех центрах — НИИ-4, ЦНИИМАШ и ИПМ. Эти центры тесно сотрудничали между собой.

Архив П-К в основном содержит многочисленные материалы, связанные с вычислениями на ЭВМ траекторий космических полетов. Архив содержит заполненные бланки перфокарт, сами перфокарты, распечатки результатов расчетов программ, распечатки текстов самих программ, инструкции к программам, журналы работ на ЭВМ, формы-телеграммы, которыми обменивался баллистический центр ИПМ с другими баллистическими центрами, и пр.

Материалы архива касаются полетов первых советских спутников конца 1950-х гг., полетов к Луне в 1950–1970-х гг., к планетам Марсу и Венере в 1960–1980-е гг., к комете Галлея в 1986 г. В архиве нет материалов по пилотируемым полетам. Ряд материалов носит подготовительный, внутренний характер — например, пакет программ по небесной механике, интерактивные программы с использованием графического экрана и светового пера, исследовательские расчеты по полетам к астероидам и кометам и др.

В 2019 г. 38 больших картонных коробок с этими материалами сданы в Архив РАН. Одна сотрудница этого архива, поглядев на компьютерные распечатки 1957 г., сказала: «Эти бумаги можно было бы положить рядом с берестяными грамотами на любой нашей выставке». Это значит, что данные бумаги можно рассматривать не только как промежуточные этапы решения конкретных математических задач, но и просто как материальное свидетельство эпохи, которую называли «началом покорения космического пространства». Это свидетельство той огромной научной, вычислительной и программистской работы, обеспечивавшей пуски советских космических аппаратов.

Очень важен вопрос описания архива П-К. Насколько подробным должно быть такое описание, можно ли подробное описание сделать в наше время? В архиве П-К есть некоторые свидетельства того, что Р.К. Казакова, которая сохранила эти материалы, пробовала начинать такую работу.

А.К. Платонов и Р.К. Казакова успели кое-что рассказать о работах 1950-х гг. О работах 1960–1970 гг. рассказал Г.С. Заславский — начиная с 1962 г. он занимался теми же задачами, что и А.К. Платонов, но в ЦНИИмаше, и он очень тесно сотрудничал с ИПМ. С начала 70-х годов Заславский становится сотрудником ИПМ.

Предлагаемое описание этого архива не есть подробное описание каждого документа — такое описание мне кажется невозможным.

В этом описании Архива П-К мы говорим вкратце о космических программах 1950–1980-х гг. и о том, какого рода документы Архива П-К к каким космическим программам имеют отношение. Следовательно, мы говорим больше о контексте этих материалов — для чего, в каких условиях они создавались. Это первичное описание архива — какого рода документы, относящиеся к каким событиям находятся или могут находиться в архиве. Мы не рассматриваем подробно математическое и программное содержание материалов архива П-К.

Мы рассказываем (конечно, очень фрагментарно) об организационных моментах работы баллистиков: как взаимодействовали баллистические службы разных организаций страны между собой, в каких непростых условиях люди тогда работали, каким было программирование в те годы. Все это можно проследить — воочию увидеть — в документах архива Платонова – Казаковой.

PLATONOV-KAZAKOVA SPACE ARCHIVE

B.L. Budinas

Boris.budinas@gmail.com

M.V. Keldysh Institute of Applied Mathematics (KIAM)

The story of materials on ballistic support of Soviet space flights in the 1950-80s, which were saved in KIAM.

К 80-ЛЕТИЮ ПАВИЛЬОНА «КОСМОС»

Д.А. Гулютин

gray1957@yandex.ru

Центр «Космонавтика и авиация» ВДНХ

Рассказ об истории самого большого сооружения на ВДНХ, ставшего одной из ее визитных карточек, прошедшего долгий путь от грандиозного эллинга для демонстрации сельскохозяйственной техники до величественного павильона «Космос», призванного показать масштаб и красоту тернистого пути к звездам.

В 2019 г. в Москве торжественно отметили 80-летие главной выставки страны — Выставки достижений народного хозяйства (ВДНХ), которая с 1939 по 1959 г. носила название Всесоюзной сельскохозяйственной выставки (ВСХВ). С момента открытия выставки особое внимание посетителей привлекал грандиозный павильон «Механизация», выглядящий как огромный эллипс для демонстрации образцов различных видов сельскохозяйственной техники: от тракторов и комбайнов до самолетов [1].

После Великой Отечественной войны ВСХВ было решено перестроить, обновить, возвести новые павильоны. Преобразился и павильон «Механизация», который к 1954 г., к новому открытию выставки, получил наименование «Механизация и электрификация сельского хозяйства». К эллипсу с одной стороны была пристроена входная часть с двумя высокими башнями, украшенными скульптурами девушки-комбайнера и юноши-механизатора, а с другой стороны был воздвигнут величественный купол. Именно в этом, наиболее ценном с точки зрения истории архитектуры, виде было решено сохранить павильон во время реконструкции, завершившейся в 2018 г.

Самый грандиозный этап истории павильона начался в 1967 г., когда на площади перед входом была установлена полномасштабная копия легендарной ракеты-носителя «Восток», старт которой 12 апреля 1961 г. открыл эру пилотируемой космонавтики. Павильон получил новое название — «Космос» и стал одним из наиболее посещаемых павильонов ВДНХ. Его масштабы позволили разместить под сводами космические аппараты в натуральную величину, а это не могло не впечатлять посетителей. Кроме того, «Космос» покорял оперативностью обновления экспозиции. После сообщения ТАСС о новом грандиозном космическом достижении можно было быть уверенным, что в скором времени в павильоне «Космос» на ВДНХ можно будет увидеть полномасштабные копии космической техники, иллюстрировавшей это достижение. Такими аппаратами, привлекавшими всеобщее внимание, были, например, советские луноходы и автоматические межпланетные станции, космические корабли и пилотируемые орбитальные станции серии «Салют». Последние, кроме того, были открыты для посещения [2].

К сожалению, с начала 1990-х гг. до своего нового открытия павильону «Космос» пришлось пережить тяжелые времена. Космическая экспозиция была утрачена, и па-

вильон, как и многие павильоны выставки, переименованной во Всероссийский выставочный центр (ВВЦ), стал торговым.

В мае 2014 г. по результатам всеобщего голосования москвичей было решено вернуть выставке название ВДНХ. С этого момента началось ее преобразование.

С 2016 г. началось возрождение и павильона «Космос». Спустя два года, в день празднования 57-й годовщины Первого полета человека в космос, 12 апреля 2018 г., павильон вновь был торжественно открыт. Теперь он носит название «Центр «Космонавтика и авиация». Здесь появилось много интерактивных, компьютеризированных экспонатов, позволяющих посетителям самостоятельно получать информацию, например, в игровой форме. Но по-прежнему в павильоне «Космос» можно увидеть немало полномасштабных образцов космической техники, таких как автоматическая станция из когда-то совершенно секретной серии «Алмаз» и макет дистанционно управляемой передвижной научной лаборатории «Луноход-2» с посадочной ступенью «Луна-21». Но самым грандиозным экспонатом стал полномасштабный орбитальный комплекс «Мир» (отсутствуют лишь три модуля), перевезенный на ВДНХ из Государственного космического научно-производственного центра имени М.В. Хруничева.

Центр «Космонавтика и авиация» продолжает свою историю. Он будет развиваться, улучшаться, совершенствоваться.

Литература

- [1] Зиновьев А.Н. Ансамбль ВСХВ: архитектура и строительство. М., 2014. 408 с.
- [2] Ребров М.Ф., Ткачев А.В. Москва-Космос. М.: Московский рабочий, 1983.

TO THE 80TH ANNIVERSARY OF THE PAVILION "COSMOS"

D.A. Guliutin

gray1957@yandex.ru

The Center «Space and aviation» VDNH

The history of the largest building at VDNH, which became one of its calling cards, has come a long way from the Grand hangar to demonstrate agricultural technology to the majestic pavilion "Cosmos", designed to show the scale and beauty of the thorny path to the stars.



СЕКЦИЯ 2. ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

НОВЫЕ МЕТОДИЧЕСКИЕ ПОДХОДЫ К ЗАДАЧЕ ОПТИМИЗАЦИИ СТРУКТУРЫ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ

В.Н. Бранец

branets.07@mail.ru

ООО «Газпром — космические системы», Томский государственный университет

В докладе последовательно рассматриваются три задачи, связанные с оптимизацией структуры ракеты-носителя РН.

В первой части приведены новые подходы к проблеме поиска оптимального распределения характеристических скоростей (т. е. топлива) между ракетными ступенями РН. Предложены показатели и процедуры оценок, на основе которых возможно решение этой задачи, которое тем не менее требует компьютерного моделирования.

Во второй части рассмотрена баллистическая динамика процесса выведения последней ступени, которая, как показано в первой части, обладает наибольшей эффективностью расходования топлива. Получено аналитическое решение этой задачи, на основе которого сформированы условия выполнения полета последней ступени практически без гравитационных потерь. Эти условия ставят ограничения на величину тяги ракетного двигателя этой ступени.

Третья часть посвящена обзору достижений в построении РН, иллюстрирующая эффективность используемых технических и конструктивных подходов.

NEW METHODOICAL APPROACHES TO THE PROBLEM OF THE OPTIMIZATION OF A ROCKET-CARRIER STRUCTURE

V.N. Branets

branets.07@mail.ru

JSC "Gazprom Space Systems", Tomsk State University

The study consistently considers three tasks related to optimization of the structure of the launch vehicle.

The first part presents new approaches to the problem of searching the optimal distribution of characteristic velocities (i.e. fuel) between rocket stages of the launch vehicle. Indicators and assessment procedures for the solution of this problem are proposed. However, proposed method requires computer simulation.

In the second part, the ballistic dynamics of the process of the last stage insertion, which, as shown in the first part, has the highest fuel efficiency, is considered. The analytical solution of this problem is obtained, on the basis of which the conditions for performing the flight of the last stage are formed with virtually no gravitational losses. These conditions limit the thrust of a rocket engine of this stage.

The third part is devoted to the review of the achievements in the construction of the launch vehicle, illustrating the efficiency of the used technical and constructive approaches.

ВОПРОСЫ СОЗДАНИЯ МНОГОРАЗОВОЙ ОДНОСТУПЕНЧАТОЙ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ «КОРОНА». ПРОДОЛЖЕНИЕ РАБОТ

А.В. Вавилин, В.Г. Дегтярь, С.А. Маханьков, С.Ф. Молчанов

src@makeyev.ru

АО «ГРЦ Макеева»

Доклад содержит информацию о продолжении проводимых в АО «ГРЦ Макеева» инициативных работ по многоразовой одноступенчатой РН «КОРОНА» вертикального взлета и посадки. Рассмотрены новая компоновочная схема, вопросы создания маршевого двигателя и двигателей управления, оптимизации траекторий спуска, тепловые вопросы. Приведена информация о конструкторских проработках элементов РН.

АО «ГРЦ Макеева» продолжает инициативную разработку ранее представленной на чтениях многоразовой одноступенчатой РН «КОРОНА».

РН предназначена для выведения полезной нагрузки, в том числе оснащаемой разгонным блоком довыведения, на низкие околоземные орбиты с высотой апогея от 170 до 500 км и высотой перигея от –70 до 500 км при рекомендуемой круговой опорной орбите высотой 170...200 км. РН также обеспечивает возвращение полезных грузов на Землю с орбит высотой до 10 000 км при оснащении ее кислородно-водородным многоразовым разгонным блоком или с любой энергетически допустимой орбиты при использовании многоразового орбитального буксира. Допустимый диапазон наклонений опорных орбит от 0° до 110° при использовании как наземных стартово-посадочных площадок, так и морских платформ.

Все двигатели РН используют кислород и водород. РН оснащается маршевым двигателем внешнего расширения с усеченным газодинамически компенсируемым центральным телом. РН не имеет одноразовых и отделяемых элементов.

При разработке основных агрегатов РН используется модульный принцип, позволяющий напрямую использовать элементы агрегатов РН при разработке других РН.

Основной конструкционный материал — углепластик.

Для запуска и посадки используются упрощенные стартовые сооружения. Время подготовки к очередному пуску — около суток.

РН может использоваться в интересах пилотируемой космонавтики при строительстве модульных орбитальных станций и для доставки грузов к ним или к МКС.

В настоящее время рассматривается вариант РН со стартовой массой, увеличенной по сравнению с предыдущим с 270 до 295 т, с измененными внешними обводами, улучшающими аэродинамические характеристики РН на участке спуска, с измененной компоновочной схемой, допускающей более широкие компоновочные возможности по размещению взлетно-посадочных амортизаторов (ВПА), приборов и агрегатов.

Ожидаемое увеличение массы полезного груза на низкой приэкваториальной орбите для однопусковой схемы составляет 7,4 т по сравнению с 7 т предыдущего варианта.

Лобовое сопротивление уменьшено на 2,5 % на трансзвуке, до 39 % на гиперзвуке. Подъемная сила на оптимальных углах атаки увеличена на 38 % на гиперзвуке в верх-

них слоях атмосферы и на 28 % на гиперзвуке на высотах 40...50 км, где производится основная часть бокового маневра.

Проведены поисково-оптимизационные расчеты по построению траекторий спуска для различных наклонений: 0° , $51,6^\circ$, 110° при спуске пустой РН и с полезной нагрузкой для этапов дальнего, среднего, ближнего наведения и посадки. Достигнуты значения бокового маневра от 2300 км до 3200 км в зависимости от наклонения, что позволяет говорить о возможности посадки на космодром вылета для подавляющего большинства наклонений опорных орбит и широт точек старта и посадки не только с первого витка, но и со второго, а в ряде случаев и более.

Проведенные расчеты позволили уточнить требования к точности приведения РН в район космодрома и корректно определить алгоритм поведения РН после выхода в район посадки. На участке дальнего наведения необходимо попасть в зону диаметром 3,5 км на высоте 20 км в районе посадочной площадки РН. Остаточной кинетической энергии и подъемной силы достаточно для обеспечения приведения РН к взлетно-посадочной площадке, находящейся при этом на удалении от 7 до 14 км от центра зоны прицеливания.

Тепловые нагрузки на корпус РН при спуске приемлемы и не превышают 1900 К на сферическом носке РН, на боковой поверхности от 800 К до 1400 К и на корме до 750 К. При взлете и посадке, по результатам численного моделирования, на нижнюю часть ВПА оказывается температурное воздействие до 1600 К в течение от 6 до 8 с, что является приемлемым при ранее предусмотренных решениях защиты амортизаторов.

Проведено численное моделирование работы ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) стабилизации, ориентации и прецизионных (точных) перемещений, уточнены их характеристики и требования к ним. Обнаружен эффект увеличения момента двигателей крена в нижних слоях атмосферы при взаимодействии струй двигателей с корпусом РН при определенных углах установки РДМТ крена. Оценена возможность использования для увеличения тяги двигателей в нижних слоях атмосферы отрывного режима работы и использования двух фиксированных давлений в камере сгорания РДМТ при одной и той же геометрии сопла для создания при необходимости двух уровней тяги.

Проведены работы по уточнению требований к маршевому двигателю, уточнению его состава и конструкции, проведено численное моделирование его работы при выведении с учетом изменения давления атмосферы и при взаимодействии с набегающим потоком с учетом обводов корпуса РН. Исследованы различные комбинации геометрии двигателя, сопел вдува, оценены варианты изменения обводов корпуса РН для улучшения характеристик двигателя. Проведено численное моделирование прогрева стенок центрального тела при выведении и в полете для оценки необходимой теплоизоляции внутренних объемов двигателя.

Проведено исследование возможных путей решения проблем создания теплоизоляции внутренних баков и трубопроводов при длительном орбитальном полете РН. Проведено численное моделирование нагрева компонентов во внутренних баках и трубопроводах.

Проведено исследование обеспечения орбитального теплового режима РН.

Продолжены исследования и поиск необходимых технологий и конструктивных материалов, увязка их применения с конструкцией элементов РН.

Проведены конструкторские проработки ряда элементов РН, как-то соединительные шпангоуты основного бака с отсеком полезной нагрузки, отсека полезной нагрузки, взлетно-посадочных амортизаторов и некоторых других ключевых элементов конструкции РН.

ON THE DEVELOPMENT OF A REUSABLE ONE-STAGE KORONA LAUNCH VEHICLE. CONTINUATION OF WORKS

A.V. Vavilin, V.G. Degtiar, S.A. Makhan'kov, S.F. Molchanov

src@makeyev.ru

Makeyev SRC

The report contains information on the continuation of initiative works performed in Makeyev SRC on the reusable one-stage KORONA LV with vertical take-off and landing. It considers a new design layout, issues on the development of cruise and control engines, optimization of descent trajectories, thermal questions. The information on design studies of the LV elements is given.

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАСКРЫТИЯ ТРАНСФОРМИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ КОНСТРУКЦИЙ С ПРИВОДОМ ИЗ МАТЕРИАЛОВ С ЭФФЕКТОМ ПАМЯТИ ФОРМЫ

В.С. Зарубин

В.Н. Зимин

Н.Г. Павлов

В.С. Филиппов

zimin@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Особый класс крупногабаритных космических конструкций представляют трансформируемые системы, имеющие различные конфигурации в транспортном и рабочем состояниях. Процесс раскрытия трансформируемых конструкций происходит под воздействием приводов, в качестве которых предполагается применение приводов из материала с эффектом памяти формы. Экспериментальные исследования простейшего привода из сплава никелида титана подтвердили возможность его использования для раскрытия трансформируемых космических конструкций.

Перспективы развития радиоастрономии, солнечной энергетики, космической связи, исследование земной поверхности и других планет из космоса непосредственно связаны с созданием крупногабаритных космических конструкций. К традиционным задачам механики, которые необходимо решать при проектировании и создании новых образцов космической техники, добавляются проблемы обеспечения необходимой жесткости при весьма ограниченной массе конструкции и ее больших геометрических размерах [1]. Конструкции должны доставляться на космические орбиты в сложенном транспортном состоянии, и дальнейшее приведение их в рабочее положение связано с процессом раскрытия или ее трансформации. Геометрические размеры трансформируемых конструкций в сложенном и в развернутом состояниях могут различаться в десятки раз. Конструктивная схема трансформируемой конструкции содержит в себе большое число элементов, соединенных шарнирными узлами, имеющими в своем составе замковые устройства, жестко фиксирующие рабочую форму складной системы на орбите. Процесс трансформации системы представляется чрезвычайно ответственным, и обеспечение его надежности связано с решением сложных задач механики конструкций [2]. Поэтому особую роль при создании трансформируемых конструкций приобретают вопросы разработки математических моделей, позволяющих выполнять проектировочные расчеты.

Процесс раскрытия конструкции происходит под воздействием силовых факторов, в качестве которых могут быть использованы сжатые или растянутые пружины, электродвигатели и т. д.

Существуют материалы с особыми физико-механическими характеристиками, являющиеся группой функциональных материалов. Представителем функциональных материалов является группа сплавов с термоупругими мартенситными превращениями и термомеханической памятью — материалы, обладающие эффектом памяти формы (ЭПФ). Перспективным направлением прикладных исследований в области применения материалов с ЭПФ является создание на их основе силовых термомеханических приводов для трансформируемых крупногабаритных космических конструкций [3].

Общая деформация с ЭПФ складывается из упругой, температурной и фазовой деформаций. Если прямое превращение происходит в материале, находящемся в напряженном состоянии, то действующее напряжение ориентирует образующиеся кристаллы единым образом, в результате чего при полном переходе в мартенситное состояние фазовая деформация может достичь весьма значительной величины (более 10 %). Если продеформированный таким образом образец, находящийся в полностью мартенситном состоянии, нагреть, то после достижения температуры начала обратного превращения начинается обратный переход мартенсита в аустенит. Определяющие соотношения, представляющие зависимости деформаций от напряжений, температуры и доли фазового состава, являются существенно нелинейными и неоднородными. Это вызывает существенные математические трудности при расчете силовых характеристик приводов из материалов с ЭПФ.

Существует три вида силовых приводов на основе материалов с ЭПФ. Первый вид называется одноразовым прямым действием: они «работают» однократно. Второй вид называется силовым приводом с последствием, в модели которого для создания усилия используется пружина. Третий вид называется дифференциальным, в нем используется элемент с ЭПФ (вместо пружины), предназначенный для создания активной задерживаемой силы и деформирования, и элемент с ЭПФ — для «хранения» в нем некоторой первоначальной энергии [4, 5].

В настоящее время предложены разнообразные модели, описывающие кинетику мартенситных превращений, закономерности накопления и возврата деформаций при различных режимах термосилового воздействия на материалы с ЭПФ. Однако математические сложности описания поведения материалов с ЭПФ, необходимость использования в математических моделях большого количества фактических экспериментальных данных не позволили пока разработать инженерные методики расчета и конструирования силовых приводов из материалов с ЭПФ. При конструировании приводов на основе материалов с ЭПФ основную роль сегодня играют экспериментальные методы.

В предлагаемом простейшем приводе применен проволоочный элемент (проволока диаметром 1,5 мм), изготовленный из сплава никелида титана (ТН-1) и нагреваемый в процессе работы путем пропускания через него электрического тока. В процессе предварительных испытаний проволоочные элементы подвергались различным видам температурной обработки. Затем они растягивались до относительного удлинения порядка 4...7 % и в этом состоянии фиксировались. При пропускании электрического тока силой 6...10 А по проволоочным элементам они нагревались до температуры обратных мартенситных превращений, при которой восстанавливали свою первоначальную форму (длину), при этом в элементах развивалось продольное усилие (усилие восстановления). Испытания подтвердили принципиальную возможность создания привода раскрытия с использованием материала с ЭПФ. Был изготовлен трехсекционный макет трансформируемой конструкции. Испытания макета также показали возможность

использования одного привода для раскрытия многосекционной конструкции. Применение разрабатываемых комплексных моделей процессов раскрытия трансформируемых крупногабаритных конструкций позволит обеспечить высокие показатели надежности проектируемых перспективных космических систем.

Литература

- [1] Лопатин А.В., Рутковская М.А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (Часть 1) // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнёва. 2007. № 2. С. 51–57.
- [2] Баничук Н.В. Механика больших космических конструкций / Н.В. Баничук, И.И. Карпов, Д.М. Климов и др. М.: Изд-во «Факториал», 1997. 302 с.
- [3] Likhachev V.A., Razov A.I., Cherniavsky A. G., Kravchenko Y., Trusov S.N. (1994, March). Truss mounting in space by shape memory alloys. In Proceedings of the First International Conference on Shape Memory and Superelastic Technologies, California, USA. Pp. 245–248.
- [4] Liang C., & Rogers C.A. Design of shape memory alloy actuators // Journal of Intelligent Material Systems and Structures. 1997. Vol. 8 (4). Pp. 303–313.
- [5] Li J., Zhong G., Yin H., He M., Tan Y., & Li Z. Position control of a robot finger with variable stiffness actuated by shape memory alloy // In 2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). 2017. May. Pp. 4941–4946.

SIMULATION OF DEPLOYMENT OF TRANSFORMABLE SPACE STRUCTURES WITH AN ACTUATOR MADE OF MATERIALS WITH SHAPE MEMORY EFFECT

V.S. Zarubin

V.N. Zimin

N.G. Pavlov

V.S. Filippov

zimin@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

A special class of large space structures is represented by transformable systems with different configuration in transport and operating states. Deployment of the transformable structures is accomplished by actuators including ones made of materials with a shape memory effect. Experimental studies of the simplest actuator made of titanium-nickel alloy confirmed the possibility of its use for the deployment of transformable space structures.

References

- [1] Lopatin A.V., Rutkovskaya M.A. [The review of designs of modern transformed space antennas (Part 1)]. Vestnik Sibirskogo gosudarstvennogo aerokosmicheskogo universiteta im. akademika M.F. Reshetneva // Vestnik SibGAU. 2007. No 2. Pp. 51–57 (In Russian).
- [2] Banichuk N.V., Karpov I.I., Klimov D.M., et al. Mekhanika bol'shikh kosmicheskikh konstruktсий [Mechanics of large space structures]. M.: Faktorial Publ., 1997. 302 p.
- [3] Likhachev V.A., Razov A.I., Cherniavsky A. G., Kravchenko Y., Trusov S.N. (1994, March). Truss mounting in space by shape memory alloys. In Proceedings of the First International Conference on Shape Memory and Superelastic Technologies, California, USA. Pp. 245–248.
- [4] Liang C., & Rogers C.A. Design of shape memory alloy actuators // Journal of Intelligent Material Systems and Structures. 1997. Vol. 8 (4). Pp. 303–313.
- [5] Li J., Zhong G., Yin H., He M., Tan Y., & Li Z. Position control of a robot finger with variable stiffness actuated by shape memory alloy // In 2017 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA). 2017. May. Pp. 4941–4946.

ПРОЕКТ КОМБИНИРОВАННОЙ ТРАНСПОРТНОЙ СИСТЕМЫ, ВКЛЮЧАЮЩЕЙ РН «СОЮЗ», БЛОК ВЫВЕДЕНИЯ «ВОЛГА», ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЙ ТРАНСПОРТНЫЙ МОДУЛЬ, ДЛЯ ДОСТАВКИ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК НА РАБОЧИЕ ОРБИТЫ

А.В. Колесов

kolesov19930720@mail.ru

АО «Ракетно-космический центр «Прогресс»

Комбинированная схема межорбитального перелета в данном проекте предполагает использование на первом этапе химического разгонного блока (ХРБ) для формирования промежуточной орбиты, а на втором — электроракетного транспортного модуля (ЭРТМ) для доведения орбиты до целевой. В качестве целевой может рассматриваться любая достаточно удаленная от начальной орбиты, отличающаяся от нее величиной большой полуоси, наклоном и эксцентриситетом.

Актуальной проблемой космической техники является увеличение масс полезных нагрузок, выводимых на рабочую орбиту с помощью блока выведения, входящего в состав космической транспортной системы.

Использование на космическом аппарате (КА) комбинации двигателей большой и малой тяги обеспечивает возможность доставки на целевые орбиты КА со значительно большей массой ПН, чем при использовании традиционных средств выведения. За счет снижения требуемых затрат топлива при использовании для довыведения ЭРДУ с высоким удельным импульсом достигается значительное увеличение массы КА на целевой орбите, а, следовательно, и ПН. Для обеспечения работы ЭРДУ на участке довыведения используются те же ресурсы системы энергоснабжения и служебных систем, которые обеспечивают возможность существенного увеличения массы полезной нагрузки.

В качестве основных можно отметить следующие особенности разрабатываемой КТС:

- выведение с опорной орбиты, формируемой тремя ступенями РН «Союз-2», производится двигательной установкой транспортного модуля, в качестве которой используется маршевая ДУ разгонного блока «Волга» в сочетании с электроракетной двигательной установкой;

- управление всеми операциями по выведению на рабочую орбиту осуществляет многоцелевая космическая платформа, которая в сочетании с двигательными установками образует многоцелевой транспортный модуль;

- многоцелевая космическая платформа содержит все необходимые системы как для выведения, так и для обслуживания полезной нагрузки, обеспечивая необходимые режимы ориентации и стабилизации, электроснабжение, прием и передачу командно-программной и телеметрической информации, а также проведение коррекций;

- конструктивно-силовая схема многоцелевой космической платформы обеспечивает установку широкого спектра полезных нагрузок.

Для обеспечения выполнения основных и вспомогательных задач перелета необходимо:

- формы конструкции и их размеры должны обеспечивать минимальную массу конструкции КТС за счет выбора наилучшей силовой схемы КТС;

- размещение внешних приборов и агрегатов должно гарантировать их нормальное функционирование, т. е. отсутствие попадания элементов конструкции в поле зрения оптических датчиков и т. д.;

- при внутренней компоновке КТС необходимо учитывать возможное взаимное влияние одних приборов на другие;

– при размещении приборов стремиться к минимальной массе конструкции, а также к минимальной массе кабельной сети низкочастотных и высокочастотных связей между приборами;

– внутренняя компоновка должна допускать замену приборов, а также проведение работ с некоторыми приборами после их установки в КТС.

Исходными данными для решения проектной задачи служат параметры начальной и рабочей орбит, диапазон масс выводимых полезных нагрузок, продолжительность маневра выведения.

Формируется задача универсализации параметров ЭРТМ, позволяющих сформировать рабочую орбиту с заданными характеристиками из определенного диапазона и обеспечивающих минимальную степень неоптимальности по сравнению с «идеальным» вариантом, когда для каждой задачи создается свой ЭРТМ. Идея создания «универсальной» транспортной системы с комбинацией двигателей большой и малой тяги изложена в работе [1], где предложена методика выбора основных проектных параметров подобной системы с использованием упрощенных моделей динамики траекторного движения и массового состава КТС. В работах [2, 3] разработан эффективный метод расчета характеристической скорости перелета с двигателями малой тяги для различных параметров начальной и конечной орбит.

Масса ЭРТМ включает массу конструкции, массу энергетической установки, массу системы подачи и хранения рабочего тела (СПХ), массу самого рабочего тела (ксенона). Задается предельное значение продолжительности маневра довыведения ПН с промежуточной на рабочую орбиту.

По результатам расчетов проектных параметров создается проектный облик «универсального» ЭРТМ на базе электронной модели.

Литература

- [1] Брусов В.С., Салмин В.В. Комбинированная двигательная система, универсальная для диапазона маневров // Космические исследования. 1974. Т. XII, вып. 3. С. 368–373.
- [2] Петрухина К.В., Салмин В.В. Оптимизация баллистических схем перелетов между некомпланарными орбитами с помощью комбинации двигателей большой и малой тяги // Известия Самарского научного центра РАН. 2010. Т. 12, № 4. С. 186–201.
- [3] Салмин В.В., Петрухина К.В., Кветкин А.А. Моделирование перелетов КА с малой тягой с высокоэллиптической на геостационарную орбиту // Материалы V Всероссийской конференции «Актуальные проблемы ракетно-космической техники» (V Козловские чтения) СамНЦ РАН. Самара. 2017. Т. 2. С. 88–99.

PROJECT OF THE COMBINED TRANSPORT SYSTEM, INCLUDING LV «SOYUZ», REMOVAL BLOCK «VOLGA» AND THE ELECTRICAL ROCKET TRANSPORT MODULE, FOR DELIVERY OF PAYLOADS TO WORKING ORBITS

A.V. Kolesov

kolesov19930720@mail.ru

JSC "Rocket Space Center "Progress"

The combined interorbital flight scheme in this project involves the use of a chemical booster block (CRB) in the first stage to form an intermediate orbit, and in the second — an electric rocket transport module (ERTM) to bring the orbit to the target. Any target that is sufficiently remote from the initial orbit that differs from it in terms of the semimajor axis, inclination, and eccentricity can be considered as the target one.

References

- [1] Brusov V.S., Salmin V.V. Combined propulsion system, universal for a range of maneuvers // Kosmicheskie issledovaniya. 1974. Vol. 3, Iss. 3. Pp. 368–373.
- [2] Petrukhina K.V., Salmin V.V. Optimization of ballistic flight schemes between non-coplanar orbits using a combination of high and low thrust engines // Izvestiya Samarskogo nauchnogo tsentra. 2010. T. 12, No. 4. Pp. 186–201.
- [3] Salmin V.V., Petrukhina K.V., Kvetkin A.A. Modelirovanie pereletov KA s maloj tyagoy s vysokoellipticheskoy orbity na geostacionarnuyu // Materialy V Vserossiyskoy konferentsii "Aktualnye problem raketno-kosmicheskoy tekhniki" (V Kozlovskie chteniya) SamNTs RAN. Samara. 2017. Vol. 2. Pp. 88–99.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ПРОГРАММНОГО КОМПЛЕКСА EULER ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ КОМПЛЕКСНОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Ф.Р. Файзуллин, А.Ю. Афанасьев

am@euler.ru

ООО «Автомеханика»

Описаны возможности программного комплекса EULER по решению комплексных задач динамики с учетом аэродинамического воздействия, упругих деформаций, алгоритмов управления и других физических областей. Рассматриваются примеры исследования конкретных систем авиационной и космической техники.

Программный комплекс EULER предназначен для моделирования и автоматизированного расчета многокомпонентных (многомассовых) систем. Многокомпонентная система состоит из обладающих массовыми характеристиками твердых или упругих тел, связанных безмассовыми кинематическими или силовыми связями. Уравнения движения системы составляются полностью автоматически [1].

В многокомпонентной системе могут быть учтены изменение массы конструкции вследствие выработки топлива, колебания жидкого топлива в баках, работа гидро-, пиро-, электроприводов, аэродинамическое воздействие, работа систем управления,

Помимо широких встроенных возможностей, комплексные задачи могут быть рассмотрены с включением моделей различных физических областей, описанных в других программах (как зарубежных, так и отечественных):

- CAD-системы: Siemens NX, SolidWorks, T-Flex, Creo Parametrics, Inventor, 3Ds Max;
- FEM-системы: NASTRAN, ANSYS, ЛОГОС, Fydesys [2];
- функциональное моделирование: Simulink, SimInTech.

Кроме того, в многомассовую модель может быть встроена функциональная подмодель в виде DLL, написанная на любом языке программирования.

В авиационной и космической отрасли наиболее часто встречаются следующие задачи:

– старт ракеты из контейнера [3]. В разных примерах учитываются изменение условий обтекания воздухом при выходе ракеты из контейнера, упругость элементов конструкции, работа подвески автомобильной или гусеничной платформы, работа пиропривода. Упругость протяженных элементов (корпуса или крыла ракеты) учитывается средствами ПК EULER, упругость сложных элементов учитывается с помощью конечно-элементной модели;

– отделение груза с помощью катапультного устройства. В таких задачах требуется учесть аэродинамическую интерференцию с носителем, упругость элементов конструкции, а также работу пиро- или пневмопривода;

- разделение ступеней;
- приземление с работой пневмогидросистем и тросовых систем;
- динамика трансформации конструкции [4]. В космической отрасли довольно массовыми являются задачи динамики раскрытия складывающихся конструкций — солнечных батарей и антенных рефлекторов. Здесь требуется рассмотреть динамику удара при фиксации и учесть упругость элементов конструкции;
- динамика полета летательного аппарата с учетом работы системы управления и аэродинамики. Аэродинамическое воздействие рассчитывается с учетом изменения геометрии (штатного или аварийного) и упругих деформаций конструкции. Алгоритмы системы управления могут быть описаны в EULER, в специализированных программных комплексах или в подключаемых dll.

Литература

- [1] Бойков В.Г., Юдаков А.А. Моделирование динамики системы твердых и упругих тел в программном комплексе EULER // Информационные технологии и вычислительные системы. 2011. № 1. С. 42–52.
- [2] Бойков В.Г., Гаганов И.В., Файзуллин Ф.Р., Юдаков А.А. Моделирование движения механической системы, состоящей из деформируемых упругих тел, путем интеграции двух пакетов: EULER и FIDESYS // Чебышевский сборник. 2017. № 3 (63). С. 133–153.
- [3] Беклемищев Ф.С., Файзуллин Ф.Р. Опыт использования программного комплекса EULER (ЭЙЛЕР) для имитационного моделирования систем вооружения // Успехи современной радиоэлектроники. 2016. № 2. С. 150–156.
- [4] Зимин В.Н., Бойков В.Г., Файзуллин Ф.Р. Особенности моделирования раскрытия трансформируемой конструкции ферменного типа // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2013. № 2 (91). С. 98–108.

THE USE OF THE EULER SOFTWARE FOR PROBLEMS OF COMPLEX MODELING

F.R. Fayzullin, A.U. Afanasjev

am@euler.ru

LLC “Automechanics”

The capabilities of the EULER software package for solving complex dynamics problems taking into account aerodynamic effects, elastic deformations, control algorithms and other physical fields are described. Examples of studies of specific systems of aviation and space technology are considered.

References

- [1] Boykov V.G., Judakov A.A. Dynamical Simulation of Rigid and Flexible Bodies System in EULER // Informationnye i vychislitelnye sistemi. 2011. No. 1. Pp. 42–52.
- [2] Boykov V.G., Gaganov I.V., Fayzullin F.R., Judakov A.A. Modeling the motion of a mechanical system consisting of deformable elastic bodies, by integrating two packages: EULER and FIDESYS // Chebyshevskiy sbornik. 2017. No 3 (63). Pp. 133–153.
- [3] Beklemishev F.S., Faizullin F.R. Experience of utilizing software package EULER for simulation modeling of weapon systems // Uspehi sovremennoi radioelektroniki. 2016. No. 2. Pp. 150–156.
- [4] Zimin V.N., Boykov V.G., Faizullin F.R. Features of modelling of truss transformable structure deployment dynamics // Vestnik MGTU im. Bauman. Mashinostroenie series. 2013. No. 2 (91). Pp. 98–108.

РЕЗУЛЬТАТЫ ЛЕТНЫХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ МОДЕЛЬНОЙ ПАРАШЮТНОЙ СИСТЕМЫ С УПРУГИМ ЗВЕНОМ

С.В. Журин

sergey.zhurin@rsce.ru

ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» им. С.П. Королёва»

Вниманию предлагаются результаты летных экспериментов парашютной системы (ПС) с упругим звеном [1]. Отличительной особенностью нового [2] типа ПС являются наличие упругого звена для подвески груза к парашюту, а сам груз при этом разделяется на две части m_1 и m_2 , сопоставимые по массе и подвешиваемые одна под другой. Выбором проектных параметров парашютной системы возможно обеспечить малые динамические перегрузки на верхний груз в полете и при посадке. Проведенный летный эксперимент подтвердил реализуемость и работоспособность предлагаемого типа парашютной системы.

В первой половине 1930-х годов парашюты стали использоваться для безопасного десантирования грузов. За прошедшее время в отечественной и зарубежной практике создано множество грузовых парашютных систем различных назначений и схем функционирования.

Традиционными недостатками грузовых ПС классических типов являются:

- повышенные динамические перегрузки при наполнении куполов (для уменьшения перегрузок применяют ПС с несколькими каскадами и рифление куполов);
- низкая скорость снижения влечет за собой значительное время полета, что увеличивает ветровой снос и вероятность обнаружения противником (для уменьшения влияния этих негативных эффектов применяют сброс с низких высот);
- достаточно высокая для приземления вертикальная скорость вызывает значительные динамические перегрузки при ударе о посадочную площадку (для их уменьшения применяют амортизаторы и реактивные твердотопливные двигатели);
- ограничение на скорость приземного ветра для уменьшения перегрузок и вероятности опрокидывания десантируемого груза при посадочном ударе.

Динамические перегрузки при посадке являются функцией вектора скорости, жесткости конструкции и упруго-пластических свойств грунта посадочной площадки. Настоящая работа посвящена уменьшению наиболее значимого параметра при посадке — скорости в момент касания. Предлагаемый тип ПС снижает влияние вышеперечисленных недостатков классических грузовых ПС:

- перегрузки при наполнении купола демпфируются упругим звеном;
 - скорость снижения данного типа ПС не является посадочной скоростью полезного груза m_1 , поэтому может заметно превышать скорость снижения большинства грузовых ПС;
 - вертикальная скорость груза m_1 в процессе посадки (после касания грузом m_2 поверхности) гасится за счет действия упругого звена, сила упругости которого становится некомпенсированной, после того как груз m_2 коснулся поверхности;
 - в определенный момент после касания груза m_2 поверхности механизмом управления длиной троса происходит натяжение троса и происходит «якорение» груза m_1 грузом m_2 , тем самым гасится горизонтальная составляющая скорости груза m_1 .
- Для подтверждения работоспособности и реализуемости предлагаемой концепции была спроектирована, изготовлена и испытана экспериментальная ПС.

Основные выводы:

1. Предложен новый тип ПС с упругим звеном и tandemным разделением груза на две части. Основной его особенностью является возможность обеспечить малые динамические перегрузки верхнего груза во время всего полета, включая посадку;

2. Реализуемость и работоспособность предлагаемого типа ПС показаны на примере экспериментальной ПС с полетной массой $m \approx 10$ кг, в летном эксперименте динамическая перегрузка верхнего груза не превысила $n = 5$.

Литература

- [1]. Журин С.В. Парашютная система с упругим звеном и тандемным разделением груза на две части // Научный Вестник МГТУ ГА. 2019. Т. 22, № 01. С. 29–38.
- [2] Белошицкий А.В., Журин С.В., Пахмутов П.А., Швед Т.Н. Пат. 2600028 РФ. Устройство для парашютной посадки груза на посадочную поверхность. Оpubл. 22.09.2016.

THE RESULTS OF FLIGHT EXPERIMENTS THE MODEL OF THE PARACHUTE SYSTEM WITH AN ELASTIC LINK

S.V. Zhurin

sergey.zhurin@rsce.ru

S.P. Korolev Rocket and Space Public Corporation "Energia"

Attention is given to the results of flight experiments of the parachute system (PS) with an elastic link [1]. A feature of the new [2] type of PS is the presence of an elastic link for the attachment of the cargo to the parachute, and the cargo itself is divided into two parts m_1 and m_2 , comparable in weight and suspended one under the other. The choice of the design parameters of the parachute system, it is possible to provide small dynamic overload on the top of the cargo in flight and during landing. The flight experiment confirmed the feasibility and performance of the proposed type of parachute system.

References

- [1] Zhurin S.V. The parachute system with the elastic link and the load divided into two parts as a tandem // Civil Aviation High Technologies. 2019. Vol. 22, No. 01. Pp. 29–38.
- [2] Beloshickij A.V., Zhurin S.V., Pahmutov P.A., Shved T.N. Pat. 2600028 RF. Ustrojstvo dlya parashyutnoj posadki gruzu na posadochnuyu poverhnost'. Opubl. 22.09.2016. (in Russian).

ВОПРОСЫ ТЕОРЕТИЧЕСКИХ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫХ ИССЛЕДОВАНИЙ КОСМИЧЕСКИХ ТРОСОВЫХ СИСТЕМ В СОСТАВЕ НАНОСПУТНИКОВ ПРИ ПРОВЕДЕНИИ ЭКСПЕРИМЕНТОВ НА МКС

С.А. Тузиков, С.О. Фирсюк, В.М. Кульков, Ю.Г. Егоров

st601@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассматриваются вопросы, связанные с теоретическими и экспериментальными исследованиями в области таких перспективных космических технологий, как тросовые системы и наноспутники. Приведена проблематика исследований в этих направлениях. Представлены методические разработки и технические решения, позволяющие провести космические эксперименты по этой тематике в рамках программы экспериментальных исследований на базе МКС.

МАИ с 70-х годов прошлого века (одним из первых университетов страны) является участником нескольких космических экспериментов (КЭ) на борту долговременных

орбитальных станций. Перспектива работ в этом направлении связана с проведением КЭ, связанных с запуском микроспутников с борта Международной космической станции (МКС).

Космические тросовые системы (КТС) также являются перспективным направлением развития современной космонавтики. Основным фактором, определяющим значительные потенциальные возможности КТС, является широкий диапазон динамических задач, решаемых с помощью трансформируемых управляемых пространственно распределенных протяженных полисистем, разворачиваемых как на низких, так и на высоких орбитах.

Перспективные проекты полиспутниковых систем («Рой», «Инспектор-МАИ» и др.) предполагают возможность функционирования космических аппаратов нанокласса с КТС. При этом предполагается обеспечение выполнения функций как привязных диагностических модулей или антенн, так и устройств, сводящих космические объекты с рабочей орбиты функционирования (возможные направления использования — уборка космического мусора, утилизация КА в атмосфере Земли после завершения программы космических экспериментов и др.).

Возникают такие проблемы, как разработка математических моделей и методическая подготовка решения траекторных динамических и электродинамических задач с помощью КТС, определение проектных параметров и принципов управления движением тросовой связки [1]. Создание новых тросовых технологий требует разработки новых более эффективных методов и средств математического моделирования, разработки и формирования проектного облика космических тросовых систем на ранних стадиях проектирования [2].

Наибольший интерес, с точки зрения реализации большинства перспективных проектов КТС, представляют задачи управления их динамическими режимами (развертывание и свертывание, либрационные и ротационные режимы, разделение тросовой связки и др.) [3]. Это обстоятельство указывает на необходимость более тщательной теоретической проработки вопросов, связанных с исследованием динамики и управлением космических тросовых систем. Методы управления движением КТС исследованы недостаточно, и реализация большинства из них основана на применении сложных алгоритмов, использовании кинематических или динамических управляющих параметров, разнообразной информации о фазовых координатах модулей. Однако для простоты реализации и, как следствие, более высокой эффективности предпочтительно управлять таким параметром, как натяжение троса, используя минимум информации о фазовых координатах модулей.

Разработанный методический подход для исследования КТС позволяет изучать различные аспекты динамики КТС и по получаемым результатам сравнивать поведение системы в широком диапазоне начальных условий, параметров тросовой связки, режимов управления ориентацией КА. Представленные математические модели механических КТС, методики исследования динамических операций и кинематические схемы тросовых связок открывают возможности конструктивной разработки систем маневрирования, ориентации и стабилизации на базе КТС [4].

Полученные результаты позволили сформировать перечень требований к целевому оборудованию космической тросовой системы для обеспечения функционирования в составе наноспутника.

Малый вес и малые габаритные размеры космического аппарата и, соответственно, небольшие массовые характеристики агрегатов КТС, а также небольшие значения натяжений в тросе и ограниченные уровни энергопотребления приводят к необходимости разработки новых вариантов систем и агрегатов тросовой системы.

Представлен обзор возможных предварительных вариантов состава и структуры основных элементов оборудования КТС наноспутника. Проведен анализ и сделаны ре-

комендации по рациональной структуре и составу его бортовых систем. Определены варианты конструктивных элементов и технических решений для наноспутника с КТС, реализующего технологии развертывания орбитальных тросовых систем.

Проведенные исследования показали, что при использовании малых космических аппаратов массой до 10 кг с рассматриваемым диапазоном основных характеристик могут быть решены целевые задачи, связанные с управляемым развертыванием космической тросовой системы на базе наноспутников на околокруговых околоземных орбитах.

Литература

- [1] Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Тузиков С.А., Фирсюк С.О. Анализ схемных решений и оценка эффективности малых космических аппаратов с электродинамическими тросовыми системами // Актуальные проблемы космонавтики: XLIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Москва, 29 января — 1 февраля 2019 г.). М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. С. 33.
- [2] Кульков В.М. Анализ проектных параметров и исследование режимов управления орбитальным движением электродинамической тросовой системы // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18, № 2. С. 41–46.
- [3] Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Тузиков С.А. Прикладные задачи механики космических тросовых систем и методы их исследования // XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. Аннотации докладов (Казань, 20–24 августа 2015 г.). Казань: Изд-во академии наук РТ, 2015. С. 163.
- [4] Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Фирсюк С.О., Тузиков С.А. Вопросы проектирования малых космических аппаратов с тросовой системой для управления движением в гравитационном и магнитном полях // Труды XXV Международной научно-технической конференции «Современные технологии в задачах управления, автоматики и обработки информации». 2016. Алушта. С. 114–115.

ISSUES OF THEORETICAL AND EXPERIMENTAL RESEARCHES OF SPACE TETHER SYSTEMS IN THE COMPOSITION OF NANO-SATELLITES DURING EXPERIMENTS ON THE ISS

S.A. Tuzikov, S.O. Firsyuk, V.M. Kulikov, Yu.G. Egorov

st601@mail.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

Issues related to theoretical and experimental research in the field of such promising space technologies as tether systems and nanosatellites are considered. The problems of research in these areas are presented. Methodological developments and technical solutions are presented that make it possible to conduct space experiments on this subject within the framework of the experimental research program based on the ISS.

References

- [1] Kulikov V.M., Egorov Yu.G., Tuzikov S.A., Firsyuk S.O. Analysis of circuit solutions and evaluation of the effectiveness of small spacecraft with electrodynamic tether systems // Actual problems of astronautics: XLIII Academic readings in astronautics, dedicated to the memory of academician S.P. Korolev and other prominent Russian scientists — pioneers of space exploration (Moscow, January 29 — February 1, 2019). M.: Publishing House of MSTU N.E. Bauman, 2019. P. 33.

- [2] Kulkov V.M. Analysis of design parameters and study of control modes of the orbital motion of the electrodynamic tether system // Bulletin of the Moscow Aviation Institute. 2011. Vol. 18, No. 2. Pp. 41–46.
- [3] Kulkov V.M., Egorov Yu.G., Tuzikov S.A. Applied problems of the mechanics of space tether systems and methods for their research // XI All-Russian Congress on fundamental problems of theoretical and applied mechanics. Annotations of reports (Kazan, August 20–24, 2015). Kazan, Publishing House of the Academy of Sciences of the Republic of Tatarstan, 2015.
- [4] Kulkov V.M., Egorov Yu.G., Firsyuk S.O., Tuzikov S.A. Design issues for small spacecraft with a tether system for controlling motion in gravitational and magnetic fields // Proceedings of the XXV International Scientific and Technical Conference "Modern Technologies in the Problems of Control, Automation and Information Processing". 2016, Alushta. Pp. 114–115.

КОСМИЧЕСКИЕ РАЗГОННЫЕ БЛОКИ С СОЛНЕЧНЫМИ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫМИ ИСТОЧНИКАМИ МОЩНОСТИ

С.Л. Финогенов
А.И. Коломенцев

sergei_finogenov@mail.ru
a.i.kolomentsev@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассматриваются космические разгонные блоки с солнечным высокотемпературным источником мощности, выполненным в виде системы «солнечный концентратор-светоприемник» (КП), позволяющим обеспечить высокие значения удельного импульса (до 900 с) и выведение космического аппарата (КА) на геостационарную орбиту за время 30...60 суток.

Актуальность темы обусловлена современными тенденциями к устойчивому наращиванию массовых и габаритных ресурсов космических аппаратов (КА) на высоких рабочих орбитах, включая геостационарную орбиту (ГСО). Поскольку возможности современных химических ракетных двигателей близки к предельным, целесообразным представляется использование энергии космического пространства, в первую очередь солнечной энергии как наиболее доступной, для повышения энтальпии ракетного топлива (водорода). Удельный импульс такого солнечного теплового ракетного двигателя (СТРД) может достигать 700...900 с.

Солнечные тепловые ракетные двигатели могут иметь различные схемы, однако наиболее эффективные из них включают систему «солнечный концентратор-светоприемник» (КП) с передачей сконцентрированной солнечной энергии рабочему телу, как правило, кондуктивным способом в неравнотемпературной системе КП, когда эпюра распределения солнечной энергии в фокальном световом пятне соответствует закону нагрева водорода в светоприемнике радиального типа. Потери на обратное тепловое излучение в этом случае минимизируются. С использованием процедуры численного интегрирования Рунге – Кутты – Фельберга 4-го и 5-го порядков определено распределение температуры водорода вдоль поверхности светоприемника, показавшее возможность его нагрева до температур около 2800 К, что соответствует удельному импульсу 900 с.

В работе рассмотрены различные схемы выведения КА на ГСО с использованием включений СТД на апсидальных участках множественных переходных орбит [1]. Время межорбитального перелета составляет 30...60 суток [2]. Получены экстремальные зависимости удельного импульса от тяги двигателя при различных температурах нагрева водорода и возможности его дожигания различными окислителями (кислород, фтор, пероксид водорода), образующими высокоэнергетические топливные пары

с высоким стехиометрическим соотношением компонентов, что, в свою очередь, резко снижает размеры солнечного концентратора и, в ряде случаев, уменьшает размерность теплового аккумулятора (ТА) при его наличии. Показано, что требуемая точность солнечного концентратора и оптимальный удельный импульс тяги снижаются по мере уменьшения времени межорбитального перелета.

Выявлены оптимальные соотношения параметра точности (по О.И. Кудрину [3]) и температуры нагрева водорода. Оптимизация проводилась методом Гаусса – Зейделя для максимизации массы КА на конечной орбите.

В случае использования ТА, позволяющего накапливать энергию концентрированного солнечного излучения в течение пассивных периодов переходных орбит и отдающего тепло водороду на активных апсидальных участках, проводилась оптимизация соотношения параметра точности солнечного концентратора и энергоёмкости ТА, выполненного на основе эвтектического сплава бора и кремния либо более тугоплавкого оксида бериллия. Рассмотрены также разгонные блоки, оснащенные СТД с более эффективной двухступенчатой системой «светоприемник — ТА».

Показано, что в случае использования космического разгонного блока ракеты-носителя «Союз-2.1.б» на основе СТД масса КА на ГСО может превышать таковую по сравнению с комбинированной двигательной установкой, выполненной на основе двигателей большой и малой тяги [4], до 500 кг при одинаковом времени полета 60 суток.

Литература

- [1] Константинов М.С., Мин Тейн. Оптимизация траектории выведения космического аппарата на геостационарную орбиту для транспортной системы с удельным импульсом двигателя 600–900 с // Труды МАИ. 2017. Вып. 95. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=84516>.
- [2] Финогонов С.Л., Коломенцев А.И., Константинов М.С. Характеристики космического аппарата с солнечным тепловым ракетным двигателем. // Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева. 2017. № 2 (74). С. 62–69.
- [3] Кудрин О.И. Солнечные высокотемпературные космические энергодвигательные установки. М.: Машиностроение, 1987. 247 с.
- [4] Белик А.А., Егоров Ю.Г., Кульков В.М., Обухов В.А. Анализ проектно-баллистических характеристик комбинированной схемы выведения космического аппарата на геостационарную орбиту с использованием ракет-носителей среднего класса // Авиационно-космическая техника и технология. 2011. № 4 (81). С. 17–21.

SPACE UPPER STAGES WITH SOLAR THERMAL PROPULSION

S.L. Finogenov
A.I. Kolomentsev

sergei_finogenov@mail.ru
a.i.kolomentsev@yandex.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

Space upper stages with solar high-temperature power source executed as system «solar concentrator — absorber» system (CAS) are considered, allowing to produce high values of specific impulse (up to 900 seconds) and injection of the spacecraft (SC) into a geostationary earth orbit within 30...60 days.

References

- [1] Konstantinov M.S., Min Tejn. Optimization of an injection trajectory of the space vehicle into a geostationary orbit for transport system with specific impulse of the engine 600–900 sec. // Trudy of MAI. 2017. Iss. 95. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=84516> (in Russian).

- [2] Finogenov S.L., Kolomentsev A.I., Konstantinov M.S. Characteristics of the space vehicle with a solar thermal propulsion. // Gerald of the Kazan state technical university named after A.N. Tupolev. 2017. No. 2 (74). Pp. 62–69. (in Russian).
- [3] Kudrin O.I. Solar high-temperature space power propulsion systems. M. Mashinostroenie, 1987. 247 p.
- [4] Belik A.A., Egorov J.G., Kulkov V.M., Obukhov V.A. Analysis of design-ballistic characteristics of the combined scheme of the injection into a geostationary orbit with use of launch vehicles of middle class // Aerospace engineering and technology. 2011. No. 4 (81). Pp. 17–21. (in Russian).

ВЕСОВОЕ СОВЕРШЕНСТВО ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

Ю.И. Виноградов¹

yuvino@rambler.ru

А.И. Маслов²

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² АО «ВПК «НПО Машиностроения»

Разрушение летательных аппаратов (ЛА) начинается в отдельных элементах, в местах концентрации напряжений. Определение напряженно-деформированного состояния (НДС) с контролируемой погрешностью — фундаментальная проблема теории весового совершенствования конструкций ЛА. При этом решаются две задачи: соответствие математических моделей (уравнений теории оболочек) деформирования элементов ЛА реальным явлениям и построение аналитических методов исследования математических моделей.

Нами рассматривается класс задач механики деформирования оболочек ограниченным методом Фурье разделения переменных в уравнениях с частными производными. Обыкновенные дифференциальные уравнения (ОДУ) записывается в виде системы уравнений первого порядка и представляется в матричной форме.

$$y'(x) = A(x)y(x) + f(x). \quad (1)$$

Решение соответствующего однородного (ОДУ) с использованием подхода Пеано [1], удовлетворяющего произвольным начальным условиям, мультипликативных свойств решений и фундаментального свойства матричной экспоненты [2] приобретает вид

$$y(x) = K_{x_0}^x(A(x))y_0, \quad (2)$$

где

$$K_{x_0}^{x_n}(A(x)) = \sum_{m=0}^{m=\infty} \frac{(B \Delta x_i)^m}{m!}, \quad B = \sum_{i=1}^{i=n+1} A(\tau_i), \quad \Delta x_i = \frac{\Delta x}{n}, \quad (3)$$

$$\Delta x = x_n - x_0, \quad \tau_i \in [x_{i-1}, x_i], \quad i = 1, \dots, (n+1).$$

Используя подход Вольтерра [3], получаем

$$K_{x_0}^{x_n}(A(x)) = \prod_{i=n}^{i=1} \sum_{m=0}^{m=\infty} \frac{[A(\tau_i) \Delta x_i]^m}{m!}. \quad (4)$$

Число интервалов n , на которые делится основной в формулах (3) и (4), выбирается из условия аппроксимации переменных элементов матрицы $A(x)$ кусочно-постоянными.

Если элементы матрицы постоянные ($A = \text{const}$), то

$$K_{x_0}^{x_n}(A) = \sum_{m=0}^{m=\infty} \frac{(A\Delta x)^m}{m!}, \Delta x = x_n - x_0;$$

$$K_{x_0}^{x_n}(A) = \left[\sum_{m=0}^{m=\infty} \frac{(A \Delta x_i)^m}{m!} \right]^n, \quad \Delta x_i = \frac{\Delta x}{n}.$$

Частное решение на интервале для правой части уравнения (1) определяется в виде

$$\begin{aligned} y_{X_{i-1}}^{*X_i} &= e^{A_i(X_i - X_{i-1})} \int_{X_{i-1}}^{X_i} e^{-A_i(\tau_i - X_{i-1})} f_i d\tau_i = \\ &= \int_{X_{i-1}}^{X_i} e^{A_i(X_i - X_{i-1} - \tau_i + X_{i-1})} f_i d\tau_i = \int_{X_{i-1}}^{X_i} e^{A_i \Delta \tau_i} f_i d\tau_i = T_i f_i \Delta X_i, \end{aligned} \quad (5)$$

$$\text{где } T_i = E + \frac{A_i \Delta x_i}{2!} + \frac{(A_i \Delta x_i)^2}{3!} + \frac{(A_i \Delta x_i)^3}{4!} + \dots$$

Частное решение для основного интервала

$$\mathbf{y}_{x_0}^{*x_n} = K_{x_0}^{x_n}(A(x)) \sum_{i=1}^{i=n} \int_{x_{i-1}}^{x_i} \left[K_{x_{i-1}}^{x_i}(A_i)^{-1} \right] f_i d\tau_i$$

после интегрирования с использованием (5) принимает вид

$$y_{x_0}^{*x_n} = K_{x_0}^{x_n}(A(x)) \sum_{i=1}^{i=n} \bar{T}_i f_i \Delta x_i, \quad \bar{T}_i = E - \frac{A_i \Delta x_i}{2!} + \frac{(A_i \Delta x_i)^2}{3!} - \frac{(A_i \Delta x_i)^3}{4!} + \dots$$

Если в дифференциальном уравнении (1) $A(x) = A = \text{const}$, $f(x) = f = \text{const}$, то формула (5) справедлива и для основного интервала $[X_0, X_1]$. Аналитическое решение линейных ОДУ найдено в виде функций Коши — Крылова, которые удовлетворяют произвольным начальным условиям и позволяют исключить в решениях краевых задач постоянные интегрирования, позволяют строить эффективные алгоритмы. Метод сопряжения интервалов [4], обеспечивая устойчивость счета на ЭВМ, сводит решение краевой задачи к решению матричной системы алгебраических уравнений относительно столбцов p геометрических параметров сечения оболочки

$$\left\{ \begin{array}{l} -B_{11}\mathbf{p}_0 - B_{21}\mathbf{p}_1 - \mathbf{q}_{11} = \mathbf{r}_0, \\ B_{31}\mathbf{p}_0 + (B_{41} - B_{12})\mathbf{p}_1 - B_{22}\mathbf{p}_2 + \mathbf{q}_{21} - \mathbf{q}_{12} = \mathbf{r}_1, \\ \dots\dots\dots \\ B_{3i}\mathbf{p}_{i-1} + (B_{4i} - B_{1i+1})\mathbf{p}_i - B_{2i+1}\mathbf{p}_{i+1} + \mathbf{q}_{2i} - \mathbf{q}_{1i+1} = \mathbf{r}_i, \\ \dots\dots\dots \\ B_{3n}\mathbf{p}_{n-1} + B_{4n}\mathbf{p}_n + \mathbf{q}_{2n} = \mathbf{r}_n. \end{array} \right.$$

Здесь B_{1i} , B_{2i} , B_{3i} , B_{4i} характеризуют жесткость i -го интервала, q_1 , q_2 характеризуют по-
верхностную, а r сосредоточенную или распределенную по линии нагрузку. Внутрен-
ние силовые факторы q_n , q_k в сечении оболочки, определяющие напряжения, находят-
ся из системы уравнений

$$q_{hi} = B_{1i}p_{hi} + B_{2i}p_{ki} + q_{1i};$$

$$q_{ki} = B_{3i}p_{hi} + B_{4i}p_{ki} + q_{2i}.$$

Оценка совершенства математической модели и оценка погрешности результатов аналитического решения краевой задачи выполнены для цилиндрической оболочки со свободными краями, нагруженной в среднем сечении самоуравновешенными радиальными силами. Экспериментальные результаты с использованием образцов свидетелей и результаты аналитического решения задачи совпали. Аналитическое решение (ОДУ) по координатам позволяет решать уравнения с частными производными и строить аналитический метод конечных элементов даже для оболочек произвольной, неклассической формы.

Литература

- [1] Виноградов Ю.И. Метод решения линейных обыкновенных дифференциальных уравнений // ДАН РФ. 2006. Т. 409. № 1. С. 15–18.
- [2] Беллман Р. Введение в теорию матриц. М.: Наука, 1976.
- [3] Гантмахер Ф.Р. Теория матриц. М.: Наука, 1967.
- [4] Виноградов А.Ю., Виноградов Ю.И. Функции Коши — Крылова и алгоритмы решения краевых задач теории оболочек // ДАН РФ. 2000. Т. 375, № 3. С. 331–333.

WEIGHT PERFECTION OF FLIGHT VEHICLES

Yu.I. Vinogradov¹

yuvino@rambler.ru

A.I. Maslov²

¹ Bauman Moscow State Technical University

² JSC “MIC “NPO Mashinostroyenia”

The destruction of aircraft starts in individual elements, in places of stress concentration. The determination of the stress-strain state with controlled error is a fundamental problem in the theory of the weight optimization of aircraft structures. In this case, two problems are solved: the correspondence of the mathematical models (equations of the theory of shells) of the aircraft elements deformation to the real phenomena and the development of the analytical methods for studying mathematical models.

References

- [1] Vinogradov Yu.I. Method for Solution the Linear Ordinary Differential Equations // Doklady Akademii Nauk. 2006. Vol. 409, No. 1. Pp. 15–18. (in Russian).
- [2] Bellman R. Introduction to Matrix Theory. M.: Nauka, 1976. (in Russian).
- [3] Gantmakher F.R. Matrix theory. M.: Nauka, 1967. (in Russian).
- [4] Vinogradov A.Yu., Vinogradov Yu.I. The Cauchy-Krylov functions and algorithms for solving boundary-value problems of shell theory // Doklady Akademii Nauk. 2000. Vol. 375, No. 3. Pp. 331–333. (in Russian).

КОРРЕКЦИЯ ПАРАМЕТРОВ РАКЕТЫ ПАКЕТНОЙ СХЕМЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ГИБРИДНЫХ АЛГОРИТМОВ ГЛОБАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

П.М. Шкапов¹

spm@bmstu.ru

А.В. Сулимов²

В.Д. Сулимов¹

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² Филиал МГУ им. М.В. Ломоносова в г. Севастополе

Прямое моделирование сложных систем не обеспечивает требуемое качество разрабатываемых аналитических моделей. Рассматриваются обратные задачи коррекции конечно-элементной модели ракеты пакетной схемы по модальным данным, полученным при измерениях. Критериальные функции в общем случае предполагаются многомерными, непрерывными, многоэкстремальными, не всюду дифференцируемыми. Реализован подход с использованием новых гибридных алгоритмов глобальной недифференцируемой оптимизации. Приведены численные примеры решения обратных задач коррекции конечно-элементной модели ракеты пакетной схемы.

Современные подходы к разработке и исследованию сложных аэрокосмических систем основаны на применении методов математического моделирования и компьютерных технологий [1]. Накопленный опыт показывает, что прямое моделирование реальных систем не обеспечивает требуемое качество соответствующих аналитических моделей. Актуальным направлением является разработка численных методов коррекции моделей систем с использованием модальных данных, полученных экспериментально. Реализация численных процедур коррекции связана с формулировкой и решением соответствующей обратной задачи на собственные значения. Обратные задачи относятся к классу некорректно поставленных, что предполагает применение специальных методов регуляризации [2]. В общем случае, вследствие неполноты измеряемых данных и наличия в спектрах кратных собственных значений, многомерные критериальные функции обратных задач являются многоэкстремальными и не всюду дифференцируемыми. При вычислении текущих значений минимизируемых критериальных функций в допустимой области могут потребоваться значительные вычислительные ресурсы. Этим обусловлена актуальность разработки эффективных методов коррекции моделей систем с использованием алгоритмов глобальной недифференцируемой оптимизации.

Рассматривается обратная задача коррекции аналитической конечно-элементной модели ракеты-носителя (РН) пакетной схемы компоновки, основные характеристики которой близки к характеристикам ракеты тяжелого класса Ариан-5. Аналитическая модель РН разработана с учетом подвижности жидкости в топливных баках. В результате анализа численного решения обобщенной задачи на собственные значения (прямой задачи), в частности, установлено наличие кратных и почти кратных частот в спектре исследуемой модели. Указанные особенности являются характерными для сложных систем и существенно определяют свойства критериальных функций обратных задач коррекции аналитических моделей. Возможные подходы к решению задачи коррекции параметров объекта основаны на минимизации квадратичной функции рассогласования или минимизации максимальной из функций рассогласования составляющих сравниваемых собственных спектров — текущего, определяемого переменными модели, и заданного. Необходимо найти такой вектор переменных модели, который приводит к наименьшим отличиям между сравниваемыми спектрами, т. е. следует произвести настройку исследуемой модели на заданный спектр.

В обобщение постановок обратных задач коррекции параметров РН рассматривается задача глобальной недифференцируемой оптимизации.

Методы решения задач глобальной минимизации многоэкстремальных функций к настоящему времени достаточно хорошо разработаны и находят широкое применение. Эффективность детерминированных алгоритмов существенно ограничена их зависимостью от размерности задачи. Более мощные стохастические алгоритмы глобальной оптимизации также имеют ряд недостатков. Так, чувствительность к выбору параметров алгоритма этого типа, устанавливаемых пользователем или определяемых содержанием задачи, во многом определяет скорость сходимости итерационного процесса. К числу наиболее мощных современных стохастических алгоритмов глобальной оптимизации относится кратный алгоритм столкновения частиц (с квазиотражениями) QRM-PCA [3]. Работа современного алгоритма QRM-PCA основана на использовании аналогии с физическими процессами абсорбции и рассеяния частиц при ядерных реакциях. На начальном шаге выбирается пробное решение, которое затем модифицируется посредством стохастического возмущения, что позволяет найти новое решение. С помощью функции *Fitness()* дается сравнительная оценка нового и предыдущего решений, на основании которой новое решение может быть принято или отвергнуто. Если новое решение отвергнуто, то происходит переход к функции *Scattering()*, реализующей схему Метрополиса. Новое решение принимается, если оно лучше предыдущего (абсорбция); если найденное решение хуже предыдущего, то происходит переход в отдаленную область пространства поиска (рассеяние), что позволяет преодолевать локальные минимумы. Одним из путей повышения эффективности стохастических алгоритмов оптимизации является совершенствование процедуры локального поиска. Предложены гибридные алгоритмы, объединяющие эффективный стохастический алгоритм, сканирующий пространство переменных, и детерминированный алгоритм локального поиска. В состав первого гибридного алгоритма QRM-PCAHJ дополнительно входят стандартные процедуры *Perturbation()* и *Small_Perturbation()* сканирования пространства переменных, а также процедуры локального поиска методом Хука – Дживса. Второй гибридный алгоритм QRM-PCALMSI интегрирует стохастический алгоритм QRM-PCA и детерминированный метод линеаризации для сглаживающих аппроксимаций критериальных функций LMSI [4]. Разработано программное обеспечение, реализующее гибридные алгоритмы QRM-PCAHJ и QRM-PCALMSI.

Приведен численный пример коррекции параметров аналитической модели РН по измеряемым модальным данным. Предполагается, что экспериментальное определение собственных форм не обеспечивает требуемой точности, поэтому регистрируемые модальные данные представлены только ограниченным собственным спектром, соответствующим низшим собственным частотам объекта. Входная информация моделируется решением прямой задачи для объекта при некоторых фиксированных значениях коэффициентов жесткости узлов межблочных связей. Предполагается также, что относительная погрешность входных данных не превышает 0,01 %, шумы отсутствуют. Численное решение обратной задачи коррекции конечно-элементной модели получено с использованием гибридного алгоритма QRM-PCAHJ. В результате проведено уточнение значений жесткостных характеристик верхнего и нижнего поясов межблочных связей РН. Точность полученного приближенного решения согласована с точностью задания входной информации.

Литература

- [1] Pulecchi T., Casella F., Lovera M. Object-oriented modelling for spacecraft dynamics: Tools and applications // *Simulation Modelling and Theory*. 2010. Vol. 18, No. 1. Pp. 63–86.

- [2] Bartilson D.T., Jang J., Smyth A.W. Finite element model updating using objective-consistent sensitivity-based parameter clustering and Bayesian regularization // *Mechanical Systems and Signal Processing*. 2019. Vol. 114. Pp. 328–345.
- [3]. Torres R.H., da Luz E.F.P., de Campos Velho H.F. Multi-particle collision algorithm with reflected points // *Proceeding Series of the Brazilian Society of Applied and Computational Mathematics*. 2015. Vol. 3, No. 1. 010433 (6 p.).
- [4]. Sulimov V.D., Shkapov P.M., Sulimov A.V. Jacobi stability and updating parameters of dynamical systems using hybrid algorithms // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2018. No 468. 012040 (11 p.).

UPDATING PARAMETERS OF THE CLUSTERED ROCKET USING HYBRID ALGORITHMS OF GLOBAL OPTIMIZATION

P.M. Shkapov¹

spm@bmstu.ru

A.V. Sulimov²

V.D. Sulimov¹

¹ Bauman Moscow State Technical University

² Lomonosov Moscow State University, Branch in Sevastopol

The straightforward modelling of complex systems does not provide re-quired qualities of analytical models under development. Inverse problems of updating finite-element model of the clustered rocket from measured modal data are considered. In general case criterion functions are supposed being multidimensional, continuous, multiextremal, and not everywhere differentiable. The approach with the use of novel hybrid algorithms of global nondifferentiable optimization is implemented. Numerical examples on solving inverse problems of finite-element model updating for the clustered rocket are presented.

References

- [1] Pulecchi T., Casella F., Lovera M. Object-oriented modelling for spacecraft dynamics: Tools and applications // *Simulation Modelling and Theory*. 2010. Vol. 18, No. 1. Pp. 63–86.
- [2] Bartilson D.T., Jang J., Smyth A.W. Finite element model updating using objective-consistent sensitivity-based parameter clustering and Bayesian regularization // *Mechanical Systems and Signal Processing*. 2019. Vol. 114. Pp. 328–345.
- [3]. Torres R.H., da Luz E.F.P., de Campos Velho H.F. Multi-particle collision algorithm with reflected points // *Proceeding Series of the Brazilian Society of Applied and Computational Mathematics*. 2015. Vol. 3, No. 1. 010433 (6 p.).
- [4]. Sulimov V.D., Shkapov P.M., Sulimov A.V. Jacobi stability and updating parameters of dynamical systems using hybrid algorithms // *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*. 2018. No 468. 012040 (11 p.).

ПЕРСПЕКТИВЫ ПЕРЕРАБОТКИ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА В ТОПЛИВО НЕПОСРЕДСТВЕННО НА ОРБИТЕ

М.Е. Баркова

Alttaira@yandex.ru

АО «Российские космические системы»

Рассматривается космический аппарат (КА) для утилизации космического мусора (КМ) как перспектива переработки космического мусора в топливо непосредственно на орбите.

Космический мусор имеет космогенную и техногенную природу. Причем космогенный КМ представляет собой так называемый «строительный» материал Солнечной системы (микрометеориты, межпланетная или межзвездная пыль и т. д.). Техногенным КМ являются искусственные космические объекты различных фракций (отработавшие свой срок КА, в том числе микро- и наноКА, ступени ракет-носителей, космические зонды и их обломки, эксплуатационный мусор).

Техногенное засорение околоземного космического пространства (ОКП) началось с запуском первого искусственного спутника Земли 4 октября 1957 года.

При сохранении тенденции нарастания популяции КМ появляется большая потенциальная опасность столкновения с функционирующими космическими аппаратами, чем возможный урон, нанесенный микрометеоритами.

Наиболее засоренными орбитами являются низкие орбиты 300...400 км, 800...100 км и 1200...1500 км, солнечно-синхронные орбиты, средние орбиты, высокоэллиптические орбиты и геостационарная орбита.

Способы противодействия КМ подразделяются на пассивные и активные. Пассивные методы предполагают использование различного вида брони на КА, которая скапливается на увеличении массы КА, что не всегда является эффективным.

Активные методы борьбы с КМ в основном предлагают два направления:

- способы дробления КМ непосредственно на орбите;
- способы торможения и увода крупного КМ с низких орбит для последующего сгорания в атмосфере или увод КМ с геостационарной орбиты на орбиту захоронения.

Однако использование данных способов создает проблемы, связанные с образованием обломков более мелкой фракции, падением на Землю несгоревших обломков и засорение более высоких орбит.

Менее известны способы защиты КА, существующие в настоящий момент на уровне концепции. Это кинетический реактивный двигатель и переработка КМ в плазму.

Ввиду роста популяции КМ и точечного воздействия кинетический реактивный двигатель (КРД) является неэффективным в экономическом плане (требуется создать систему из КА с КРД), а также в плане наведения космического мусора на КРД и возможности разрушения двигателя обломком КМ. Переработка КМ в плазму сложно реализуема, так как требует высоких температуры и давления на борту (10 000 °C, 10...15 атм).

В Соединенных Штатах Америки, в частности в таких организациях, как NASA, SpaceX и Rocket Lab, выполняются разработки и исследования, направленные на решение проблемы КМ путем увода его с орбиты и уничтожения лазерным лучом. Данные меры противодействия КМ имеют недостатки в плане образования космического мусора более мелкой фракции и падения на Землю не сгоревших в атмосфере обломков.

В Японии агентство по исследованию космоса JAXA испытывает системы по поиску космического мусора, а также разрабатывает сетевые и гарпунные ловушки. Японской компанией Astroscale предложен проект небольших спутников, которые будут отлавливать КМ и сгорать с ним в атмосфере. Данный проект имеет ряд недостатков, связанных с неполным сгоранием КМ в атмосфере и экономической неэффективностью в плане постоянного пополнения орбитальной группировки спутников-уничтожителей.

В данной работе рассматривается космический аппарат для утилизации космического мусора (далее СКМ — сборщик космического мусора), Концепция основана на переработке КМ в псевдожидкое топливо, которое представляет собой смесь порошкообразного КМ с кислородом и водородом [1]. В процессе изучения данной проблемы КМ и создания СКМ был получен патент на изобретение № 2686415RU, подана заявка на промышленный образец (№ 2019500375, 31.01.2019) и на международный патент PCT/RU2019/000314 от 07.05.2019 (приоритет от 11.05.2018).

В связи с этим актуальность проблемы КМ обуславливается возрастающим техногенным загрязнением околоземного пространства и состоит в разработке устройства для утилизации КМ, основанного на принципе переработки КМ в топливо, т. е. безотходным способом. Предложено использовать концепцию создания псевдожидкого топлива. СКМ состоит из ловушки для КМ и системы ее утилизации, посредством которых КМ перерабатывается в псевдожидкое топливо [1].

Захват КМ осуществляется сетью на тросах путем его нагона на орбите высотой от 800 км, причем СКМ обладает мощностью 7...8 кВт при массе 2,5 т и максимальной массе КМ в сети 0,5 т [2].

Данный проект является целесообразным с экономической точки зрения, поскольку для его функционирования не требуется дополнительного топлива, контейнеров для сбора мусора и не образуются более мелкие обломки.

С учетом актуальности и высокой оценки проекта Госкорпорацией «Роскосмос», информационным агентством «ТАСС», информационным агентством «Региум», «Парламентской газетой», новостным агентством «Рамблер», «Российской газетой» и др., целесообразно создать его детальную проработку для включения в тематику исследований и проектов Федеральной целевой программы «Исследования и разработки по приоритетным направлениям развития научно-технологического комплекса России на 2014–2020 годы».

Литература

- [1] Баркова М.Е. Космический аппарат для утилизации космического мусора в околоземном пространстве [Электронный ресурс] // Труды МАИ. 2018. № 103. URL: <http://trudymai.ru/published.php?ID=100712> (дата обращения 20.10.2019).
- [2] Баркова М.Е. Способ утилизации космического мусора непосредственно на орбите. Всероссийская научная конференция «Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы»: сборник трудов. Сер. Механика, управление и информатика. М.: ИКИ РАН, 2019. С. 171–175.

THE PROSPECTS OF PROCESSING OF SPACE DEBRIS IN FUEL DIRECTLY IN THE ORBIT

M.E. Barkova

Alttaira@yandex.ru

JSC "Russian Space Systems"

The spacecraft for utilization of space debris as the prospect of processing of space debris in fuel directly in an orbit is considered. The proposed project is expedient from the economic point of view as its functioning does not require additional fuel, containers for collecting garbage and smaller fragments are not formed.

References

- [1] Barkova M.E. Kosmicheskij apparat dlya utilizacii kosmicheskogo musora v okolozemnom prostranstve [The spacecraft for utilization of space debris in near-earth space]. Trudy MAI — Works MAI. Retrieved from <http://trudymai.ru/published.php?ID=100712> (in Russian).
- [2] Barkova M.E. (2019). Sposob utilizacii kosmicheskogo musora neposredstvenno na orbite. [Way of utilization of space debris directly in an orbit]. Vserossijskaya nauchnaya konferenciya "Kosmicheskij musor: fundamental'nye i prakticheskie aspekty угрозы": Sbornik trudov. Seriya "Mekhanika, upravlenie i informatika". All-Russian scientific conference "Space debris: fundamental and practical aspects of threat": Collection of works. "Mechanics, Management and Informatics" series. M.: IKI RAN, 2019. Pp. 171–175 (in Russian).

ОХЛАЖДАЕМЫЙ ЭЛЕМЕНТ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

А.В. Колычев

В.А. Керножицкий

А.М. Федоров

vakern@mail.ru

fedorov_am@voenmeh.ru

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

На основе разработанных в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова термоэмиссионных методов тепловой защиты предлагается обеспечить термоэмиссионное охлаждение элементов ракетно-космической техники, например путем нанесения специального покрытия на внутреннюю поверхность элемента, и обеспечить циркуляцию внутри элемента слабоионизированной плазмы.

В настоящее время в авиационной и ракетно-космической технике известны различные активные и пассивные устройства, обеспечивающие надежность частей корпуса летательных аппаратов (крыльев, носовых частей и др.) при их аэродинамическом нагреве.

В качестве одного из решений можно применять разработанное и запатентованное (патент на изобретение № 2572009) БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова устройство охлаждения горячих элементов ракетно-космической техники.

Крыло летательного аппарата включает катод, состоящий из внешней оболочки крыла, и анод, состоящий из слоя восприятия электронов и токопроводящей подложки анода. Эмиссионный слой и слой восприятия электронов анода выполнены из материала с высокими эмиссионными характеристиками. Между анодом и катодом на входе в межэлектродный зазор установлены источник рабочего тела, сверхзвуковое щелевое сопло из электронепроводящего материала, сверхзвуковой щелевой диффузор из электронепроводящего материала.

В межэлектродном зазоре движение рабочего тела осуществляется с высокой скоростью, что позволяет обеспечить перенос электронов потоком слабоионизированной плазмы.

В конструкции отсутствует необходимость поддержания постоянной достаточно малой величины межэлектродного расстояния. В этом случае перенос электронов эмиссии с катода на анод осуществляется посредством движения рабочего тела со сверхзвуковой скоростью.

THE COOLED AEROSPACE VEHICLE ELEMENT

A.V. Kolychev

V.A. Kernozhitsky

A.M. Fedorov

vakern@mail.ru

fedorov_am@voenmeh.ru

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

On the basis of the thermoemission methods of thermal protection developed in BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov it is offered to provide thermoemission cooling of elements of the missile and space equipment, for example, by drawing the special covering on the internal surface of the element and ensuring circulation in the element of light-ionized plasma.

ПРИБЛИЖЕННОЕ ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОТЕРЬ ХАРАКТЕРИСТИЧЕСКОЙ СКОРОСТИ И КООРДИНАТ КОНЦА АКТИВНОГО УЧАСТКА ПЕРВЫХ СТУПЕНЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

Л.П. Мухамедов

Д.А. Кириевский

kda9700@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В проектных организациях на начальном этапе разработок новых образцов ракет-носителей (РН) проводятся так называемые проектировочные баллистические расчеты. Результаты расчетов используются в качестве граничных условий при решении более общих задач баллистического проектирования [1]. Основная цель проектировочных расчетов — определение границ значений параметров РН, отвечающих требованиям технического задания на разработку ракетно-космического комплекса.

В работе предлагаются аналитические соотношения, связывающие траекторные переменные в конце активного участка траектории (АУТ) первых ступеней РН с основными проектными параметрами.

Как показала практика, на данном этапе разработок использование методов численного интегрирования уравнений движения малоэффективно. Это объясняется следующими причинами:

- во-первых, когда приходится просчитывать огромное количество различных вариантов, применение высокоточных методик может привести к неоправданным временным и материальным затратам, несмотря на высокое быстродействие современных компьютеров;

- во-вторых, при использовании численных методов возможна потеря проектантом контроля за процессом выбора рациональных сочетаний проектно-конструктивных решений.

Таким образом, методика проектировочного баллистического расчета должна позволять, не прибегая к громоздким вычислениям и численному интегрированию, быстро определять летные характеристики ракеты по ее проектным параметрам [1]. Неоспоримым преимуществом аналитических методов является также отражение физического смысла результатов баллистических расчетов, что приносит особую пользу в учебных целях.

Говоря о преимуществах приближенных аналитических методов, авторы статьи ни в коей мере не умаляют роль баллистических расчетов с использованием программных средств и алгоритмических языков высокого уровня. Напротив, в работе результаты баллистических расчетов, полученных методом численного интегрирования уравнений движения, использовались при формировании аналитических соотношений, связывающих значения траекторных переменных с проектными параметрами, а также для оценки точности конечных результатов, полученных по приближенным соотношениям. Уравнения движения были записаны в сферически-скоростной системе координат [2]. Данную систему отличают в первую очередь наглядность, а также возможность проведение приближенного баллистического анализа с целью выявления некоторых общих закономерностей движения ракеты на АУТ.

При решении задач проектной баллистики удобно вместо программы угла тангажа $\theta(t)$ использовать более упрощенную программу $\theta(\dot{t})$, где θ — угол наклона траектории (вектора скорости) к местному горизонту. В работе для первых ступеней РН в качестве закона управления предлагается степенная зависимость угла наклона траектории от времени полета, где показатель степени в свою очередь представлен функцией коэффициента тяговооруженности и запаса характеристической скорости.

Среди общих закономерностей, о которых шла речь, выявлены следующие, которые практически не зависят от компоновки и проектных параметров ракеты:

- первые ступени РН совершают полет с вертикальным ускорением, близким к постоянной величине;

- при движении носителей на АУТ скоростной напор достигает своего максимального значения приблизительно на одной и той же высоте, приблизительно равной 11 км.

Эти принципы легли в основу построения структуры приближенных аналитических соотношений для определения потерь характеристической скорости и координат конца АУТ. Подобный подход к решению задачи был изложен в учебном пособии [4]. Однако при подготовке статьи и доклада расчетные формулы, представленные в пособии, были дополнены и переработаны. Погрешности определения суммарных потерь характеристической скорости в конце АУТ по предлагаемой нами методике в сравнении с результатами численного интегрирования не превышают $\pm 3\%$ в широком диапазоне варьирования граничных условий и основных проектных параметров РН. Погрешности определения координат — соответственно $\pm 5\%$. Результаты работы рекомендуется использовать студентам старших курсов втузов при выполнении курсовых и дипломных проектов. Они могут быть также полезны специалистам, занимающимся разработкой РН и ракетно-космических комплексов нового поколения.

Литература

- [1] Аппазов Р.Ф., Лавров С.С., Мишин В.П. Баллистика управляемых ракет дальнего действия. М.: Наука, 1966. 305 с.
- [2] Алифанов О.М., Андреев А.И., Гущин В.Н. и др. Баллистические ракеты и ракеты-носители: учебник / под ред. О.М. Алифанова. М.: Дрофа, 2004. 512 с.
- [3] Мишин В.П., Безвербый В.К., Панкратов Б.М., Зернов В.И. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы): учебное пособие для технических вузов / под ред. А.М. Матвеевко, О.А. Алифанова. М.: Машиностроение, 2005. 375 с.
- [4] Мухамедов Л.П. Основы проектирования транспортных космических систем: учеб. пособие. 2-е изд., испр. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. 265 с.

APPROXIMATE DETERMINATION OF LOSS OF CHARACTERISTIC SPEED AND COORDINATES OF THE END OF AN ACTIVE PART OF THE FIRST STAGES LAUNCH VEHICLES

L.P. Muhamedov

D.A. Kirievskii

kda9700@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

On the initial stage of development, the new models of the launch vehicles, design enterprises carry out so-called design ballistic calculations. Calculation results using as the boundary conditions for solving more general ballistic design challenges [1]. The main goal of the approximate ballistic calculations is determination the design parameters limits of the launch vehicle, which meet the technical specifications requirements for the space-rocket complex development.

References

- [1] Appazov R.F., Lavrov S.S., Mishin V.P. Ballistics of guided long-range missiles. M.: Nauka, 1966. 305 p.

- [2] Alifanov O.M., Andreev A.I., Gushchin V.N. et al. Ballistic missiles and launch vehicles: a textbook / ed. O.M. Alifanova. M.: Drofa, 2004. 512 p.
- [3] Mishin V.P. Bezverby V.K., Pankratov B.M., Zernov V.I. Fundamentals of the design of aircraft (transport systems): a manual for technical universities / ed. A.M. Matveenko, O.A. Alifanova. M.: Mechanical Engineering, 2005. 375 p.
- [4] Mukhamedov L.P. Fundamentals of the design of space transport systems: a training manual. M.: Publishing house of MSTU. N.E. Bauman, 2019. 265 p.

АНАЛИЗ ВАРИАНТОВ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК ДЛЯ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В СОСТАВЕ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

А.В. Никитин

alex.nik.job@gmail.com

АО «Ракетно-космический центр «Прогресс»

Представлен анализ вариантов двигательных установок на базе жидкостных реактивных двигателей малой тяги и электроракетных двигательных установок для использования в составе системы управления малого космического аппарата, предназначенного для дистанционного зондирования Земли.

Увеличение срока активного существования малых космических аппаратов (МКА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), повышение требований к их характеристикам и необходимость обеспечения высокой точности положения нескольких МКА в составе космической системы обуславливает необходимость применения в составе системы управления МКА двигательных установок с характеристиками, способными удовлетворять растущие требования к МКА.

Двигательные установки (ДУ) в составе МКА ДЗЗ предназначены главным образом для формирования и поддержания в требуемых пределах параметров рабочей орбиты и параметров баллистической структуры космической системы в течение всего срока активного существования (САС) на рабочей орбите.

Задача поиска рационального варианта ДУ в системе управления МКА должна сводиться к задаче комплексного анализа основных характеристик двигателей и параметров ДУ. Решение указанной задачи требует также увязки между собой всех характеристик ДУ с учетом связи с бортовой аппаратурой и конструкцией МКА. Основным критерием выбора ДУ в настоящей работе являлись значения тяги и удельного импульса, достаточных для формирования и поддержания заданных параметров рабочей орбиты. Ограничениями при подборе ДУ являлись масса, габаритные размеры, располагаемая мощность электропитания и стоимость разработки и изготовления ДУ.

К основным типам ДУ для использования в составе МКА относятся пневматические, однокомпонентные жидкостные, двухкомпонентные жидкостные ДУ на базе жидкостных реактивных двигателей малой тяги (ЖРДМТ) и электроракетные двигательные установки (ЭРДУ). Для анализа вариантов были выбраны ДУ на базе ЖРДМТ и ЭРДУ.

В работе был проведен подбор перечня вариантов ДУ исходя из условий эффективной силы тяги и заданных характеристик МКА. Проведены проектировочный расчет характеристик ДУ на базе ЖРДМТ и ЭРДУ для использования в составе системы управления МКА и сравнение полученных результатов. После этого были выбраны наиболее рациональные варианты ДУ для МКА ДЗЗ с учетом принятых ограничений и показана возможность размещения ДУ в корпусе МКА.

Преимуществами ДУ с ЖРДМТ являются малое время формирования рабочей орбиты и баллистической структуры космической системы, а также малое электропотребление при работе. Недостатками такой ДУ являются большие габаритные размеры и масса, высокая стоимость разработки и наземной отработки, большое количество времени на разработку и отработку.

Преимуществами ЭРДУ являются большой удельный импульс тяги, малые масса и габаритные размеры. Недостатками ЭРДУ являются высокое электропотребление при работе и сравнительно большое время формирования рабочей орбиты. При этом в процессе формирования рабочей орбиты есть возможность выполнять целевую задачу МКА, но с меньшей производительностью.

В настоящей работе проведен анализ вариантов ДУ на базе ЖРДМТ и ЭРДУ с целью выявления преимуществ и недостатков использования ДУ каждого типа, а также определения наиболее рационального варианта для использования в составе системы управления МКА ДЗЗ с учетом принятых ограничений.

ANALYSIS OF OPTIONS OF PROPULSION SYSTEMS FOR USE IN THE COMPOSITION OF A SMALL SPACECRAFT FOR REMOTE SENSING OF THE EARTH

A.V. Nikitin

alex.nik.job@gmail.com

JSC "Rocket Space Center "Progress"

The article presents an analysis of the options for propulsion systems based on liquid thrusters and electric propulsion systems for use in the control system of a small spacecraft designed for remote sensing of the Earth.

СВЕРХЛЕГКИЕ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛИ КАК СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ СПУТНИКОВ НА ОРБИТУ

П.Ю. Павленко

calculator262@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проведен анализ рынка космических услуг. Рассматривается проектирование жидкостной сверхлегкой ракеты-носителя.

На протяжении всей космической эры идет постоянный поиск более выгодных методов доставки полезного груза на орбиту, но построить одну ракету на все случаи жизни не является целесообразным. Поэтому ракеты-носители (РН) условно разделили на классы:

- легкие;
- средние;
- тяжелые;
- сверхтяжелые.

Технологии движутся вперед, находятся новые методы создания корпусов, внедряются новые методы проектирования РН, но не будем забывать, что ПГ также изменяет

свои габариты и массу, что открывает новые возможности, а за ними и потребности. Электроника достигла таких размеров, что появились спутники нового типа, а именно малые спутники. Они подразделяются на:

- мини-спутники;
- микроспутники;
- наноспутники;
- пикоспутниками;
- фемтоспутники.

Запуск малых спутников на орбиту может производиться более простыми ракетами (например, РН на базе МБР) или в качестве дополнительной нагрузки к обычным спутникам. Однако доработка МБР в РН накладывает дополнительные финансовые затраты и требует согласования с военными органами, а прикрепление спутника в качестве дополнительной нагрузки имеет ряд ограничений, накладываемых требованиями заказчика основной нагрузки, окном запуска, проектированием системы разделения. И часто возникает ситуация, что малый спутник готов, а запуск РН нужно ждать годами. Чтобы избежать такой ситуации в мире повсеместно предлагаются варианты РН нового класса, а именно сверхлегкие РН, которые доставляют на НОО от нескольких десятков килограммов до 1 т.

В последние годы многие проекты сверхлегких носителей в мире получили активное развитие: Electron, Kuaizhou-1A, LandSpace-1, SS-520-4, NSLV, SPARK, Firefly Alpha, Neptune, LauncherOne, Vector Heavy, Intrepid-1, «Таймыр», ChángZhēng 11, Prime, Terran 1 [1].

В докладе рассмотрено проектирование жидкостной СРН на топливной паре жидкий кислород – керосин, выводящей на низкую околоземную орбиту полезную нагрузку массой 600 кг [2].

Литература

- [1] Ключников В.Ю. Lean-носитель — основа системы транспортного обеспечения начального этапа индустриализации космоса // Воздушно-космическая сфера. 2018. № 3 (96). С. 38–51. DOI: 10.30981/2587-7992-2018-96-3-38-51
- [2] Мухамедов Л.П. Основы проектирования транспортных космических систем: учеб. пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. 265 с.

ULTRALIGHT-LIFT LAUNCH VEHICLES AS MEANS OF ORDERING SATELLITES TO ORBIT

P.Y. Pavlenko

calculator262@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

The analysis of the modern space services market is carried out. Consider the design of a liquid ultralight-lift launch vehicle (ULV). The report examined the design of ULV on a fuel pair of liquid oxygen/kerosene that is capable of lifting 600 kg in low Earth orbit [2].

References

- [1] Klyushnikov V.Yu. Lean-launch vehicle as the transportation system basis at the early stage of space industrialization // Aerospace Sphere Journal. 2018. No. 3 (96). Pp. 38–51. DOI: 10.30981/2587-7992-2018-96-3-38-51
- [2] Mukhamedov L.P. Osnovy proektirovaniya transportnykh kosmicheskikh sistem: uchebnoe posobie. M.: Izdatel'stvo MGTU im. N.E. Baumana, 2019. 265 s. (in Russian).

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ КОНТЕЙНЕРА НАДУВНОГО ТОРМОЗНОГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Е.Н. Абрамова

lizaabramova517@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

С увеличением доступности исследований, связанных с космическим пространством, космический мусор представляет все большую опасность. Помимо уничтожения уже движущихся по орбите объектов требуется предотвращение образования нового космического мусора. Появляется необходимость в оснащении космических аппаратов системами утилизации. В качестве такой системы возможно использование надувного тормозного устройства. Изложены результаты проектирования контейнера для укладки оболочки, включающего в себя внешнюю часть и систему разворачивания.

В связи с актуальностью проблемы космического мусора требуется создание систем утилизации малых космических аппаратов (МКА), срок службы которых ограничен [1]. Одним из эффективных способов увода МКА с низких околоземных орбит является использование надувного тормозного устройства (НТУ), представляющего собой оболочку, которая раскрывается в момент, когда аппарат выработал свой ресурс, и вызывает снижение высоты орбиты путем торможения в разреженной атмосфере. НТУ сферической формы диаметром 3 м позволяет увести в плотные слои атмосферы спутник, состоящий из трех модулей CubeSat, за 10 ч.

Создание НТУ является сложной комплексной задачей. В процессе проектирования НТУ для МКА помимо вопросов определения характеристик оболочки возникают технологические вопросы, связанные с укладкой и разворачиванием оболочки тормозного устройства. Предполагается, что оболочка выполнена из полиимида, вакуумируется, компактно сшивается и укладывается в контейнер. Принимается, что коэффициент плотности укладки, т. е. отношение объема оболочки к объему, который она занимает в контейнере, $k = 0,75$.

Контейнер должен быть спроектирован таким образом, чтобы в процессе работы спутника он обеспечивал целостность оболочки и надежность ее раскрытия после выработки ресурса МКА. Одним из вариантов исполнения корпуса контейнера является тонкостенная конструкция, выполненная из углепластика, усиленная системой ребер. При этом геометрическая форма контейнера должна соответствовать форме МКА.

Рассмотрены возможные конструкции корпуса контейнера НТУ, предназначенного для МКА массой 4,5 кг, корпус которого выполнен в виде призмы с шестиугольным основанием. Время работы спутника составляет 5 месяцев. Высота орбиты 360 км, наклонение 51,6 град [2]. Исследовано термонапряженное состояние нескольких вариантов конструкции внешней части контейнера. Расчет проводился в комплексе NX Space System Thermal.

Конструкция контейнера включает в себя систему разворачивания оболочки НТУ. Предложен вариант компоновочной схемы разворачивающего механизма для оболочки НТУ, в основе которой лежит надув оболочки сжатым газом.

Проведен сравнительный анализ конструкций контейнера НТУ, учитывающий надежность, массовую эффективность и соответствие условиям эксплуатации. По результатам анализа была выбрана конструкция с наилучшими показателями.

Литература

- [1] Straub J., Marsh R., Whalen D.J. Small Spacecraft Development Project-Based Learning. Springer International Publishing, 2017. 231 p.
- [2] Система ориентации наноспутника ТНС-0 №2 / Д.С. Иванов [и др.] // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2017. № 118. 20 с.

SMALL SPACECRAFT'S INFLATABLE AERODYNAMIC DECELERATOR CONTAINER DESIGN

E.N. Abramova

lizaabramova517@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

Space exploration is becoming more accessible. Space debris is an increasing danger. Besides disposing of existing debris, prevention occurrence debris is required. It is necessary to equip all spacecraft utilization system. For example, it is possible using inflatable aerodynamic decelerator. Results of designing small spacecraft's inflatable aerodynamic decelerator container are exposed. It includes primary structure and deployment mechanism.

References

- [1] Straub J., Marsh R., Whalen D.J. Small Spacecraft Development Project-Based Learning. Springer International Publishing, 2017. 231 p.
- [2] TNS-0 No. 2 Nanosatellite Orientation System / D.S. Ivanov [and etc.] // Preprinty IPM im. M.V. Keldysha. 2017. № 118. 20 p.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ КОНСТРУКЦИИ КРЕПЛЕНИЯ ЗЕРКАЛЬНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ АНТЕННЫ

А.В. Беляева

belnastya16@gmail.com

О.В. Денисов

denisov.sm13@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Разработана конструкция композитного сетчатого крепления рефлектора зеркальной космической антенны (ЗКА) к корпусу космического аппарата (КА). Рассчитано температурное и напряженно-деформированное состояние крепления рефлектора в составе КА на этапах выведения и орбитального полета по геостационарной орбите с использованием современного программного обеспечения на основе метода конечных элементов. Проведена оценка точности формы отражающей поверхности рефлектора. Спроектированная конструкция крепления обладает высокой жесткостью и обеспечивает размеростабильность рефлектора при рабочих условиях эксплуатации.

Рефлекторы космических антенн — неотъемлемая часть современных систем спутниковой связи и зондирования космического пространства. Они должны длительное время работать в условиях переменных тепловых воздействий, механических нагрузок и вакуума. Рост и дальнейшее внедрение информационно-телекоммуникационных технологий беспроводной передачи информации вызывают потребность в расширении диапазона радиосвязи в сторону высоких частот. Это повышает требования

к размерной стабильности отражающей поверхности рефлектора [1]. Допустимое отклонение профиля не должно превышать величины $\Lambda/16$ или даже $\Lambda/50$ (Λ — длина радиоволны, на которой работает антенна).

Анализ рефлекторов с жесткой поверхностью, проведенный в [2], показал, что при допустимом отклонении профиля 0,5 мм они имеют погонную массу поверхности, не превышающую 6 кг/м².

Геометрическая точность формы рефлекторов должна удовлетворять ряду требований, что создает необходимость в исследовании влияния температурных деформаций на искажение отражающей поверхности на этапе проектирования и разработки новых конструкций. Современные рефлекторы должны иметь погонную плотность менее 2 кг/м², а перемещения поверхности под действием эксплуатационных нагрузок не должны превышать 0,1 мм [3, 4]. Поэтому основные направления разработок рефлекторов ЗКА ориентированы на снижение погонной массы рефлектора, повышение точности профиля его отражающей поверхности и обеспечение заданного срока службы.

Стабильность формы и размеров отражающей поверхности рефлектора зависит от перепада температур на поверхности рефлектора и от конструкции его крепления к корпусу КА. Крепление рефлектора должно быть легким, жестким и выполнять свое назначение в течение всего периода эксплуатации. Следовательно, возникает необходимость в разработке конструктивных схем антенного комплекса, отвечающего вышеперечисленным требованиям.

В настоящей работе предложены варианты сетчатого крепления рефлектора к корпусу ЗКА. Рефлектор имел схему оребрения «шестиконечная звезда» с высотой ребер 90 мм и толщиной 0,6 мм. Ребра жесткости расположены на выпуклой стороне гладкой оболочки рефлектора. Конструкция крепления в виде усеченной шестигранной пирамиды высотой 500 мм нижним основанием прикреплена к ребрам жесткости рефлектора, а верхним — к корпусу КА. Элементы сетчатого крепления представляли собой продольные и кольцевые ребра прямоугольного сечения. Варьированием размеров элементов сетчатого крепления можно обеспечить максимальную размеростабильность и жесткость всей конструкции. В ходе конечно-элементного моделирования проведен анализ работоспособности моделей крепления в условиях эксплуатации (инерциальное нагружение при выводе КА на орбиту и радиационно-кондуктивный теплообмен в условиях открытого космоса) и выбрано оптимальное конструктивное решение.

Литература

- [1] Вишневский А.И. Широкополосные сети передачи информации / В.И. Вишневский, А.И. Ляхов, С.Л. Портной, И.В. Шахнович. М.: Техносфера, 2005. 592 с.
- [2] Prowald J.S. Large reflector antenna: critical review of the state of the art // Proceed. 32-nd ESA Antennaworkshop on antennas for space applications. 2010. 38 p.
- [3] Новиков А.Д. Определение конструктивного облика рефлектора зеркальной космической антенны из композиционного материала / А.Д. Новиков, П.В. Просунцов, С.В. Резник // Вестник РУДН. Сер. Инженерные исследования. 2017. № 3. С. 308–317.
- [4] Резник С.В. Перспективы повышения размерной стабильности и весовой эффективности рефлекторов зеркальных космических антенн из композиционных материалов / С.В. Резник, П.В. Просунцов, А.Д. Новиков // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. № 1. С. 71–83.

DESIGNING OF SPACE ANTENNA MOUNTING

A.V. Belyaeva
O.V. Denisov

belnastya16@gmail.com
denisov.sm13@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

A new design of composite lattice reflector of a mirror space antenna mounting to the body of a spacecraft is proposed. At the stages of launching and orbital flight of the spacecraft the temperature and stress-strain state of the reflector mounting is based on numerical simulations of heat transfer and mechanics processes characteristic of the geostationary orbit conditions. The accuracy of the shape of reflector's mirror surface was evaluated. Designed fitting has high stiffness parameters and high dimensional stability under normal operating conditions.

References

- [1] Vishnevsky V.I., Lyakhov A.I., Portnoy S.L., Shakhnovich I.V. M.: Technosphere, 2005. 592 p.
- [2] Prowald J.S. Large reflector antenna: critical review of the state of the art // Proceed. 32-nd ESA Antenna work shop on antennas for space applications. 2010. 38 p.
- [3] Reznik S.V., Novikov A.D. Comparative analysis of the honeycomb and thin-shell space antenna reflectors // MATEC Web of Conferences, Thermophysical Basis of Energy Technologies, 2017. No. 01012, 2016. 5 p.
- [4] Reznik S.V. Prospects of increasing the dimensional stability and the weight efficiency of mirror space antenna reflectors made of composite materials / S.V. Reznik, P.V. Prosuntsov, A.D. Novikov // Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building. 2018. No. 1. Pp. 71–83.

ОЦЕНКА ВОЗМОЖНОСТИ СОЗДАНИЯ АППАРАТА КЛАССА «НЕСУЩИЙ КОРПУС», ОСУЩЕСТВЛЯЮЩЕГО ПОСАДКУ НА АЭРОДРОМ

В.Е. Миненко
Е.Е. Харченко

egorrus2@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматривается возможность создания аппарата класса «несущий корпус», отличительной особенностью которого является посадка на аэродром. Определяются аэродинамические характеристики аппарата до и после раскрытия крыльев численным методом по ньютоновской теории, а также моделированием методом конечных объемов соответственно.

Сегодня все эксплуатируемые и вводимые в эксплуатацию пилотируемые спускаемые аппараты (СА) на участке схода с орбиты выполняют так называемый «скользящий спуск» в атмосфере Земли. Таким аппаратам свойственны простые аэродинамические конфигурации, которые обеспечивают минимально возможное маневрирование при спуске ($K_{\text{гип}} = 0,2...0,5$) и высокие коэффициенты заполнения объема ($K_{\text{зап}} = 0,75...0,95$), что положительно сказывается на их массовых характеристиках.

На заре космонавтики применение такой аэродинамической схемы входа в атмосферу было продиктовано требованием минимума массы спускаемого аппарата, способного входить в атмосферу как при спуске с орбиты Земли, так и при возвращении со второй космической скоростью (аппараты лунной экспедиции).

За долгие годы эксплуатации аппаратов «скользящего спуска» их поведение в атмосфере хорошо изучено, накоплен большой опыт их проектирования и отработки, имеется опыт по нештатным ситуациям. Это делает эти аппараты в достаточной степени надежными и безопасными для экипажа.

Однако на сегодняшний день вопрос массовых характеристик СА не стоит так остро, как это было в 60–70-е годы прошлого века, а требования к уровню комфорта, которые предъявляются к вновь разрабатываемым космическим аппаратам, наоборот, возрастают. В связи с этим становится актуальной задача поиска и проработки СА, выполненных по другим аэродинамическим схемам.

В силу своих аэродинамических характеристик аппаратам «скользящего» спуска присущи штатные перегрузки от 2,5 до 4 единиц при спуске в атмосфере, а также обширные районы посадки, это накладывает ограничения на физическое здоровье членов экипажа — такие СА не могут использоваться как «спасатели». Вдобавок к этому наличие обширных районов посадки требует создания обширных зон отчуждения и содержания крупных поисковых отрядов.

Этих недостатков лишены крылатые аппараты (МТКС «Буран», МТКС Space Shuttle). Перегрузки, которые реализуются при спуске в атмосфере на ракетоплане не превышают 2 единиц, а район посадки сводится к точно заданной точке — ВПП.

Однако наличие крыла на гиперзвуковом участке траектории требует усложненной системы теплозащиты, что также перетяжеляет СА. Опыт эксплуатации системы Space Shuttle показал, что обеспечение должного уровня надежности подобной конструкции является очень сложной технической задачей. Более того, из-за прочностных ограничений такой аппарат не может в полной мере использовать свое гиперзвуковое качество.

В связи с этим предлагается как наиболее перспективная аэродинамическая схема СА класса «несущий корпус» с крылом, сложенным на начальном участке спуска, где реализуются самые большие тепловые потоки и имеется необходимость использования теплозащиты большой толщины, и раскрываемом на малых высотах для получения достаточной подъемной силы и аэродинамического качества, для того чтобы осуществлять аэродромную посадку подобно крылатым аппаратам.

Вероятно, для нужд доставки экипажей на МКС и в перспективе на окололунную станцию и обратно такой аппарат должен быть рассчитан на численность экипажа порядка 4–6 человек при массе полезного груза около 1 т. Такие спускаемые аппараты могут использоваться и в качестве «спасателей» для орбитальной станции.

В данной работе для оценки возможности создания спускаемого аппарата класса «несущий корпус», предназначенного для совершения аэродромной посадки, определяются основные параметры спускаемого аппарата выбранной геометрии. Аэродинамические характеристики СА определяются для двух режимов полета: до и после ввода крыльев — численным методом по теории Ньютона и с помощью численного моделирования методами конечных объемов соответственно. Формируются в первом приближении массовая сводка аппарата и его агрегатная компоновка. Рассматривается возможность введения дополнительных щитков для балансировки СА на нужное гиперзвуковое качество. Приводится расчет баллистических характеристик аппарата. Из условий получения приемлемых тепловых и механических нагрузок определяется программа раскрытия крыльев.

Как результат данной работы на основании расчета, а также опыта испытаний аппаратов М2-F2, HL-10 и SV-5 рассмотрена возможность аэродромного способа посадки пилотируемого СА.

Важно отметить, что оценка, проведенная в данной работе, требует дальнейшего уточнения результатов путем пересчета массовых характеристик аппарата на основании проработки отдельных его узлов и агрегатов и оптимизации толщин теплозащиты.

ты, а также более детального исследования аэродинамики СА на всех режимах полета, определения его аэродинамических коэффициентов на основании продувок в аэродинамических трубах и численного моделирования.

Литература

- [1] Кухта Б. Дж., Спенсер Б. Аэродинамические и летные характеристики трех входящих в атмосферу орбитальных самолетов с изменяемой геометрией на дозвуковых режимах полета и посадки.
- [2] Бадягин А.А., Егер С.М., Мишин В.Ф., Склянский Ф.И., Фомин Н.А. Проектирование самолетов. М.: Машиностроение, 1972. 511 с.
- [3] Краснов Н.Ф., Захарченко В.Ф., Кошевой В.Н. Основы аэродинамического расчета. М.: Высшая школа, 1984. 264 с.

EVALUATION OF THE POSSIBILITY OF CREATING A VEHICLE OF THE "LIFTING BODY" CLASS, IMPLEMENTING A LANDING AT THE AERODROME

V.E. Minenko

E.E. Harchenko

egorrus2@gmail.com

Bauman Moscow State Technical University

The article discusses the possibility of creating a vehicle of the "lifting body" class, which is distinguished by landing on the airfield. The aerodynamic characteristics of the vehicle are determined before and after the wings are opened by the numerical analysis according to Newtonian theory, as well as by finite volume method.

References

- [1] Kuchta B., Spencer JR B. Aerodynamic and flight characteristics of several variable geometry entry spacecraft during subsonic wing deployment and landing // Astrodynamics Conference. 1969. P. 742.
- [2] Badiagin A.A., Eger S.M., Mishin V.F., Sklianskii F.I., Fomin N.A. Aircraft Design. M.: Mashinostroyeniye, 1972. 511 p. (in Russian).
- [3] Krasnov N.F., Zakharchenko V.F., Koshevoi V.N. Fundamentals of aerodynamic calculation. M.: Vysshaya shkola, 1984. 264 p. (in Russian).

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СТАБИЛИЗИРУЮЩИХ ЩИТКОВ ДЛЯ УЛУЧШЕНИЯ КОМПОНОВОЧНЫХ И АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ КЛАССА «НЕСУЩИЙ КОРПУС»

В.Е. Миненко, А.В. Косенкова, А.Е. Якушев

depart1@sm.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Аэродинамические схемы спускаемых аппаратов класса «несущий корпус» имеют преимущества в баллистическом отношении перед аппаратами класса «скользящий спуск», однако иногда возникают сложности с обеспечением устойчивости аппарата. Для

решения этой задачи рассмотрены схемы со специальным кормовым щитком, оценены аэродинамические и массовые характеристики аппарата класса «несущий корпус» со щитками указанных схем и показана реальность их установки.

Проектные исследования аэродинамических схем спускаемых аппаратов (СА) класса «несущий корпус» показывают, что они имеют ряд несомненных преимуществ в баллистическом отношении перед широко применяемыми в космической технике спускаемыми аппаратами класса «скользящий спуск», отличающимися предельно низким аэродинамическим качеством на гиперзвуковых скоростях (СА «Союз», «Аполлон», «Джеминай» и т. д.), однако на некоторых режимах спуска были выявлены определенные сложности.

Это относится к массово-центровочным характеристикам аэродинамических форм класса «несущий корпус» на заданных углах атаки для реализации диапазона аэродинамических качеств $K_{\text{тип}} = 1 \dots 1,5$. При этом диктуемое аэродинамикой требование в части обеспечения заданных координат центра масс спускаемого аппарата входит в противоречие с компоновочными возможностями при размещении служебных систем, экипажа и полезного груза.

Реализация удовлетворительной схемы компоновки вследствие смещения центра давления из зоны центров тяжести объема и поверхности аппарата приводит к определенным трудностям, требует установки значительной массы балансировочного груза в носовом отсеке спускаемого аппарата, что резко ухудшает массовые характеристики и признается недопустимым.

В целом ряде случаев центр тяжести объема (характеризует компоновочные особенности установки оборудования, полезного груза и кресел космонавтов) и центр тяжести поверхности (характеризует центровочные особенности силовой конструкции корпуса спускаемого аппарата и системы теплозащиты) неприемлемо расходятся с требованиями аэродинамического расчета потребного центра давления. Для некоторых рациональных схем СА класса «несущий корпус» выходом из вышеупомянутой ситуации является установка специальных аэродинамических щитков в хвостовой части аппарата. Исследование некоторых схем подобных устройств проведено в плане аэродинамических и конструктивно-компоновочных разработок. Были рассмотрены схемы со специальным кормовым щитком, выдвигающимся из цилиндрического отсека после отделения СА от приборно-агрегатного отсека космического транспортно-го корабля, а также схемы с открывающимися щитками в кормовой части СА. Оценены аэродинамические и массовые характеристики СА класса «несущий корпус» со щитками указанных схем и показана реальная возможность их установки для спускаемых аппаратов орбитального диапазона скоростей спуска при входе в атмосферу Земли, а также для лунных экспедиций. Выдвижной кормовой щиток рационален для установки в СА гиперболического диапазона скоростей входа в атмосферу Земли после завершения марсианской экспедиции (13,5...16 км/с).

В исследованиях использовались материалы по СА класса «несущий корпус» патентных исследований работников РКК «Энергия» с известными улучшениями компоновочной схемы авторами настоящей работы.

USE OF STABILIZING SHIELDS TO IMPROVE THE LAYOUT AND AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE “LIFTING BODY” CLASS OF A LANDER

V.E. Minenko, A.V. Kosenkova, A.E. Yakushev

depart1@sm.bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

Aerodynamic schemes for the “lifting body” class of a lander have ballistic advantages over landers of “gliding descent” class, but sometimes there are some difficulties in ensuring the stability of the lander. To solve this problem, layouts with a special aft shield were considered, aerodynamic and mass characteristics for the “lifting body” class of a lander with these shields are estimated, and the real possibility of their installation is shown.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗМОЖНЫХ ТРАЕКТОРИЙ СПУСКА МАНЕВРЕННОГО ПОСАДОЧНОГО АППАРАТА В АТМОСФЕРЕ ВЕНЕРЫ

A.B. Косенкова

Kosenkova.AV@yandex.ru

В.Е. Миненко

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматриваются различные типы посадочных аппаратов для возможности осуществления маневренного спуска на поверхность Венеры с целью достижения требуемых зон посадки, проведен их сравнительный анализ. Рассматриваются варианты траекторий спуска на Венеру для посадочного аппарата, в том числе для возможности осуществления бокового маневра в атмосфере планеты.

В настоящее время после длительного перерыва вновь рассматриваются проекты для продолжения исследований планеты Венера, при этом наибольший интерес для ученых представляют только определенные участки поверхности планеты, которые необходимо изучить по тем или иным причинам.

Актуальными становятся вопросы создания посадочного аппарата на поверхность планеты, способного достичь заданных районов, в частности, перспективным представляется рассмотрение возможности использования новых конфигураций посадочных аппаратов, обладающих возможностью маневрирования в процессе спуска с целью увеличения широты охвата посадочных зон и достижения наиболее интересных для изучения районов посадки.

В рамках разрабатываемого российско-американской группой инженеров, ученых и технических специалистов проекта «Венера-Д» рассмотрено исполнение посадочного модуля, аналогичного посадочным аппаратам серии «Венера» и «Вега», которые имеют сферическую форму и относятся к классу «баллистических аппаратов», не имеющих возможности осуществлять маневры на участке спуска в атмосфере с целью выбора места посадки.

В связи с этим перспективным является рассмотрение посадочных аппаратов, способных осуществлять маневренный спуск на поверхность планеты, для чего проведено исследование траекторий спуска указанных аппаратов в атмосфере Венеры. Такой способностью обладают аппараты, имеющие определенное аэродинамическое качество на гиперзвуковых скоростях. Однако обеспечение наличия аэродинамического качества влечет за собой усложнение конструкции и рост массы посадочного

аппарата. Определенным компромиссным решением этой проблемы может быть использование аппаратов класса «несущий корпус», которые при допустимом усложнении конструкции обладают аэродинамическим качеством, достаточным для решения текущих задач маневрирования в атмосфере планеты.

В работе предлагаются альтернативные конфигурации посадочных аппаратов, обладающие способностью совершения существенных маневров и, соответственно, обеспечивающие большую широту охвата с целью выбора требуемого района посадки, а также возможных зон для безопасной посадки, проводится сравнительный анализ данных аппаратов. Рассматриваются некоторые варианты траекторий спуска в атмосфере Венеры для посадочного аппарата класса «несущий корпус», в том числе для возможности осуществления бокового маневра в атмосфере планеты. Приводится сравнение этих траекторий с траекторией спуска традиционно используемого посадочного аппарата баллистического типа, проведена оценка действующих максимальных перегрузок при входе в атмосферу планеты.

Использование аппаратов с аэродинамическим качеством на гиперзвуковых скоростях позволит корректировать траекторию не только на участке межпланетного перелета, но и на участке спуска в атмосфере планеты для выхода аппарата в запланированную зону посадки, значительно снизить перегрузки при входе в атмосферу планеты, а также расширить круг задач и номенклатуру исследований, которые можно провести в процессе спуска в атмосфере до момента достижения аппаратом поверхности.

INVESTIGATION OF POSSIBLE DESCENT TRAJECTORIES FOR A MANEUVERABLE LANDER IN THE VENUS ATMOSPHERE

A.V. Kosenkova
V.E. Minenko

Kosenkova.AV@yandex.ru

Bauman Moscow State Technical University

Various types of landers are considered for the possibility of maneuvering descent to the Venus surface in order to achieve the required landing areas, their comparative analysis is carried out. Variants of descent trajectories to Venus are considered for the lander, including the possibility of making lateral maneuver in the planet's atmosphere.

УНИВЕРСАЛЬНЫЙ ТРАНСПОРТНЫЙ КОСМИЧЕСКИЙ КОРАБЛЬ ДЛЯ ОРБИТАЛЬНЫХ И МЕЖПЛАНЕТНЫХ ЭКСПЕДИЦИЙ

Д.К. Бут¹
В.Е. Миненко¹
Н.А. Столярова²

dmitry.but96@gmail.com
victorminenko@mail.ru
Stoliarova_nina@mail.ru

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

В работе рассмотрены принципиальные вопросы, связанные с разработкой универсального транспортного космического корабля класса «несущий корпус». Приведен сравнительный анализ различных форм транспортных космических кораблей. Сформу-

лированы требования к облику аэрокосмического аппарата исходя из его назначения. Выполненный анализ может быть использован в дальнейшем при создании аппаратов подобного типа.

Из множества проблем, актуальных на данный момент в космической отрасли, самой важной является проблема транспортировки грузов и космонавтов. На сегодняшний день из всех существующих космических транспортных кораблей активно функционирует только «Союз» [1].

Сейчас требуется замена «Союза» в нескольких направлениях: орбитальные, лунные и марсианские программы. Возникает вопрос: создавать отдельный корабль под каждую программу или же создать универсальное средство, применимое ко всем трем направлениям?

Второй вариант, очевидно, превосходит первый по экономическим соображениям. При производстве, сосредоточенном в одном месте, повышается надежность аппарата. Появляется возможность не обойти стороной и фактор комфортабельности для экипажа, что до сих пор учитывалось лишь в самых критических минимальных пределах.

Космическое транспортное средство, соответствующее современным требованиям, в первую очередь должно быть улучшено по грузоподъемности и по надежности системы управления. Новый аппарат должен иметь возможность активно маневрировать и совершать мягкую посадку, что позволило бы решить проблему отчуждения территорий (современные аппараты запускаются с Казахстана, что не выгодно для России экономически, а их приземление практически не контролируется, поэтому много усилий и финансов уходит на обслуживание поисковых групп). Также актуальным остается вопрос о многократности использования аппарата и ряда систем при обеспечении минимальных массовых характеристик. В этом отношении предстоит столкнуться со множеством проблем. Как известно, системы, использующиеся не один раз, имеют повышенные требования к надежности (усиление, защита от вибраций и т. д.), что всегда приводит к увеличению их массы.

Увеличение массы современных космических аппаратов является естественным процессом. Раньше спускаемые аппараты весили около 3 т, теперь этот показатель доходит до 9 т. Рост масс определен появлением новых систем и требований (маневренность, точность приземления, мягкость посадки, возможность вмешательства пилотов и т. д.). Отдельно следует оговорить требование увеличения численности экипажа. Современный аппарат должен вмещать в себя от шести и более человек. Так же повышается запрос на увеличение массы полезного груза. Естественно, нельзя обойти стороной и обеспечение возможности аварийного спасения экипажа станции и космического аппарата. Поэтому борьба за массовые характеристики разрабатываемого универсального транспортного космического корабля определяет сейчас одно из основных направлений разработки.

Из многообразия форм космических кораблей самой привлекательной представляется форма «несущий корпус» [2]. Вход в атмосферу Земли со второй космической и с гиперболическими скоростями показывает абсолютную необходимость увеличения аэродинамического качества аппарата и рациональность перехода на заостренные конфигурации. Исследования показали, что именно аппараты класса «несущий корпус» лучше всего соответствуют поставленным задачам. Они по простоте аэродинамических обводов близки к аппаратам «скользящего» спуска, а по своим аэродинамическим характеристикам на гиперзвуковых скоростях приближаются к крылатым ракетопланам.

Современные расчеты говорят нам, что аппараты этого класса с успехом могут использоваться во всех диапазонах скоростей входа в атмосферу, как при спуске

с орбиты искусственного спутника Земли, так и для входа в атмосферу со второй космической скоростью [3]. В то же время спускаемые аппараты класса «несущий корпус» обеспечивают приемлемые массовые характеристики и хорошо вписываются в традиционную проектно-компоновочную схему транспортного космического корабля средней и малой грузоподъемности, предназначенного для совместной эксплуатации. Кроме того, аэродинамическая конфигурация аппарата класса «несущий корпус» показала весьма интересной и разработчикам многоцветных транспортных космических систем в качестве первой и второй ступени ракеты-носителя.

Все перечисленные положительные черты аппаратов класса «несущий корпус» определяют к ним интерес исследователей. Их усилия направлены на всестороннее изучение технических характеристик аппаратов подобного типа, в особенности, на исследование особенностей их поведения на гиперзвуковых режимах полета и на участке приземления.

Литература

- [1] Глушко В.П. Космонавтика: Энциклопедия. М.: Советская Энциклопедия, 1985. С. 396–370. 528 с.
- [2] Миненко В.Е., Агафонов Д.Н., Якушев А.Г., Елисеев А.Н. Проектный, аэродинамический и термобаллистический анализ СА класса «несущий корпус» // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана 2015. № 10.
- [3] Краснов Н.Ф., Захарченко В.Ф., Кошевой В.Н. Основы аэродинамического расчета. М.: Высшая школа, 1984. 391 с.

MULTIPURPOSE SPACESHIP FOR ORBITAL AND INTERPLANETARY EXPEDITIONS

D.K. Bout¹

V.E. Minenko¹

N.A. Stolyarova²

dmitry.but96@gmail.com

victorminenko@mail.ru

Stoliarova_nina@mail.ru

¹ Bauman Moscow State Technical University

² Khrunichev State Research and Production Space Center

The present paper is aimed of theoretical study of principal questions related to the development of multipurpose spaceship with "lifting body" configuration. A comparative analysis of different spaceships' configurations is given in the paper. Requirements to the spaceship's shape are formulated considering its purpose. The analysis that was provided in the present paper can be used for creating spacecraft of this type in the future.

References

- [1] Glishko V.P. Cosmonautics.: Encyclopedia. M.: Soviet Encyclopedia, 1985. P. 396–370. 528 p.
- [2] Minenko V.E., Agafonov D.N., Yakushev A.G., Eliseev A.N. Project, aerodynamic and thermobalistic analysis of "carrier body" landers // Science and education: science publication BMSTU. 2015. № 10.
- [3] Krasnov N.F., Zaharchenko V.F., Koshevoy V.N. Basics of aerodanamil calculations. M.: Higher School, 1984. 391 p.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ ОБЛАСТИ ПРИМЕНЕНИЯ В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКИХ УСТРОЙСТВ НА ОСНОВЕ ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПРИВODOB

А.В. Горбунов
М.И. Кислицкий
С.А. Матвеев
Н.С. Слободзян

anygos@yandex.ru
mksl21@mail.ru
stas_matveev@mail.ru
ja-nikita@mail.ru

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» имени Д.Ф. Устинова

Представлены результаты работ БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова по созданию устройств исполнительной автоматики космических аппаратов на основе пьезоэлектрических приводов. Определены области рационального применения подобных устройств в космической технике.

В современной космической технике широко применяются устройства исполнительной автоматики, обеспечивающие поступательные и вращательные перемещения элементов космических аппаратов (КА). Как правило, такие устройства реализуются на основе электроприводов.

В последнее время развиваются электромеханические устройства на основе пьезоэлектрических приводов (ПЭП), которые способны выполнять аналогичные функции. Они имеют следующие преимущества перед электромагнитными аналогами:

- меньшие масса и габариты;
- высокое развиваемое усилие при малых габаритах;
- высокая точность позиционирования;
- весьма высокая скорость срабатывания;
- стойкость к воздействующим факторам космического пространства: низким температурам, вакууму, радиации;
- низкий уровень генерируемых электромагнитных помех;
- низкий уровень механических и вибрационных воздействий на КА.

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова в течение ряда лет ведет разработку устройств исполнительной автоматики на основе пьезоэлектрического эффекта для применения в составе КА, а также в других областях. Накоплен значительный научно-технический задел. Ниже приведены примеры разрабатываемых изделий.

Для решения задач раскрытия и управления в полете формой крупногабаритных трансформируемых космических конструкций разработан шаговый линейный привод на основе ПЭП. Планируется его использование в составе КА разработки ОАО «ИСС» им. М.Ф. Решетнёва. Привод позволяет осуществлять перемещение по металлическому или композитному тросу с высокой скоростью. Основные характеристики:

- габариты — не более 30×12×3 мм;
- масса — не более 6 г;
- тянущее усилие — до 20 Н;
- нормально замкнутый актуатор.

Также разработана платформа на основе ПЭП, обладающая тремя степенями свободы. Платформа позволяет позиционировать в пространстве установленный на ней объект относительно двух ортогональных осей и перемещать его поступательно по оси, нормальной к ним. Основные характеристики:

- масса — не более 68 г (вместе с блоком управления — не более 200 г);
- габариты — не более 45×25×30 мм;
- углы позиционирования — не менее 30°;
- скорость позиционирования — 28 000 град/с и более;

- масса размещаемого на платформе оборудования — до 2 кг;
- потребление электроэнергии: в рабочем режиме — 5 Вт, в режиме ожидания — 0,3 Вт.

Представляются перспективными следующие области применения в космической технике устройств на основе ПЭП (в частности, типа вышеуказанной платформы):

- обеспечение раскрытия трансформируемых конструкций космических аппаратов;

- высокоточное управление формой крупногабаритных космических конструкций;
- высокоточное и высокодинамичное наведение и стабилизация элементов лазерной, радиотехнической, оптико-электронной аппаратуры, размещенных на платформе на борту КА;

- виброзащита бортовой аппаратуры, размещенной на платформе, виброзащита КА и других изделий ракетно-космической техники при их транспортировке наземным или воздушным транспортом;

- высокоточное управление вектором тяги ракетного двигателя, установленного на платформе.

В частности, применение подобных устройств на малых КА, включая микро- и наноспутники, открывает возможность реализации таких технических решений, которые в настоящее время применяются только на больших КА. Можно привести следующие примеры.

1. Реализация одно- или двухосной ориентации солнечных батарей МКА за счет применения маломассогабаритных устройств на основе ПЭП вместо применяемых ныне на больших КА тяжелых и громоздких средств ориентации солнечных батарей на основе электроприводов. Это дает возможность увеличить мощность системы электроснабжения МКА. Низкая энерговооруженность МКА в настоящее время существенно ограничивает их возможности по решению целевых задач.

2. Применение платформ на основе ПЭП для размещения различной аппаратуры обеспечит функционирование на МКА сложных устройств, требующих высокоточного и высокодинамичного наведения, например средств лазерной связи и локации. Это, в частности, обеспечит возможность эксплуатации на орбитах роев МКА, взаимно координирующих свое движение и функционирование с помощью лазерных средств.

3. Разработанная платформа с двухосным наведением с точки зрения выполняемых функций может рассматриваться как аналог карданового подвеса, имея значительно меньшие массу и габариты. Размещение на платформе ракетного двигателя малой тяги дает возможность управлять его вектором тяги путем поворота платформы. Такие двигатели могут быть использованы на МКА для коррекции орбиты, маневрирования, проведения программных поворотов, сброса кинетического момента маховиков и т. д.

Еще одно перспективное направление касается бортовой оптико-электронной аппаратуры (ОЭА) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ). В настоящее время для наведения зоны захвата ОЭА на участки земной поверхности, удаленные от плоскости орбиты, поворачивают весь КА. Время поворота современных КА на 45° составляет 30...60 с. В течение этого времени съемка невозможна, т. е. возникает «мертвая зона» длиной 200...400 км по трассе полета. Если разместить зеркало перспективной ОЭА на рассматриваемой платформе, то можно перейти от традиционного поворота КА к повороту только зеркала. В результате за счет уменьшения момента инерции поворачиваемого объекта (на несколько порядков) с учетом собственных платформе весьма высокой скорости вращения и небольших массы и габаритов резко сократится время поворота зоны захвата ОЭА, следовательно, существенно уменьшатся «мертвые зоны» функционирования КА. Это значительно повысит эффективность космических средств ДЗЗ.

Таким образом, внедрение инновационных электромеханических устройств на основе пьезоэлектрических приводов способно обеспечить повышение широкого спектра тактико-технических характеристик космических средств.

PROSPECTIVE APPLICATIONS IN SPACE TECHNOLOGY OF ELECTROMECHANICAL DEVICES BASED ON PIEZOELECTRIC DRIVES

A.V. Gorbunov
M.I. Kislitsky
S.A. Matveev
N.S. Slobodzyan

anygos@yandex.ru
mksl21@mail.ru
stas_matveev@mail.ru
ja-nikita@mail.ru

BSTU "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

Results of works of BSTU "VOENMEKH" named after D. F. Ustinov on creation of devices of executive automatics of spacecrafts on the basis of piezoelectric drives are presented. The areas of rational application of such devices in space technology are determined.

ОЦЕНКА ОСНОВНЫХ ПАРАМЕТРОВ НАРУЖНОГО ГИДРАВЛИЧЕСКОГО КОНТУРА СИСТЕМЫ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВОГО РЕЖИМА ОКОЛОЛУННОЙ ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ

Н.А. Ткачев

nick.t765@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проведен анализ нестационарных тепловых режимов окололунной орбитальной станции. Рассмотрено воздействие максимально возможных внешних и внутренних тепловых потоков при различных положениях плоскости орбиты. В результате оценены параметры наружного гидравлического контура системы обеспечения теплового режима станции, обеспечивающие работоспособность данной системы при любом положении орбиты. В качестве основного параметра выбрана мощность электронасосов контура.

При эксплуатации долговременных орбитальных станций приоритетной задачей является обеспечение жизнедеятельности экипажа. Для ее решения требуется сотрудничество биологов, медиков и инженеров различной специальности.

В общей системе обеспечения жизнедеятельности, поддерживающей в герметичном объеме станции необходимые условия для жизни и работы космонавтов, одну из главных ролей играет система обеспечения тепловых режимов (СОТР). Она состоит из множества подсистем, и в ее функции входит формирование заданного температурно-влажностного режима.

Комплексное проектирование и расчет многозвенной СОТР с учетом нестационарности большинства протекающих в ней процессов является сложной и актуальной научно-технической задачей.

Назначением орбитальной станции, рассматриваемой в данной работе, является создание условий для комфортного и безопасного пребывания экипажа борту. Небесным телом, в окрестности которого станция должна функционировать, является Луна. Высота орбиты станции 100 км, угол наклона 90°.

Конструктивно-компоновочная схема станции включает в себя: три цилиндрических модуля (базовый блок диаметром 4,35 м и длиной 15,4 м и два жилых модуля диаметром 4,35 м и длиной 6,35 м каждый), собранных на орбите в Т-образную конфигурацию; четыре крыла солнечных батарей (СБ) общей площадью 320 м² с приводами вращения по двум осям; два крыла разворачиваемых радиационных теплообменников (РРТО) с приводами вращения по одной оси.

В расчетной схеме цилиндрические модули заменены восьмигранниками с плоскими основаниями, каждое крыло СБ разбито на шесть плоских площадок, лежащих в одной плоскости с продольными осями модулей, нормальной к потоку прямого солнечного излучения, каждое крыло РРТО разбито на семь плоских площадок, лежащих в плоскости, перпендикулярной СБ и плоскости симметрии станции.

Моделировалось воздействие на поверхность станции потоков прямого солнечного, отраженного от Луны солнечного и собственного лунного излучений, потоков внутреннего среднесуточного излучения от экипажа и оборудования станции в размере 18,98 кВт, а также переотраженных от элементов станции потоков при движении станции для пяти различных случаев расположения плоскости орбиты по отношению к Солнцу [1].

В результате нестационарного теплового расчета холодопроизводительность радиационного теплообменника (РТО) станции при максимальном тепловыделении составила 24 кВт при положении плоскости орбиты нормально к потоку прямого солнечного излучения.

Параметры наружного гидравлического контура (НГК) СОТР: длина контура 176,2 м, диаметр трубы контура 20 мм, температуре на входе в РТО 300 °С и на выходе из РТО 120 °С. В качестве теплоносителя была выбрана кремнийорганическая жидкость ПМС-1,5р [2]. Масса теплоносителя составила 47,1 кг.

Для данных параметров НГК и рассчитанной холодопроизводительности РТО получены характеристики контура [3]: массовый расход теплоносителя 0,31 кг/с, объемный расход теплоносителя 358,3 см³/с, скорость течения теплоносителя 1,14 м/с, перепад давлений в контуре 141,0 кПа (1,44 кгс/см²).

В итоге необходимая суммарная мощность электронасосов контура составила 168,4 Вт с коэффициентом полезного действия 0,30.

Таким образом, определено положение орбиты окололунной орбитальной станции, при котором возникают максимально возможные тепловые потоки к ее поверхности, а также получена оценка основных параметров наружного гидравлического контура ее системы обеспечения теплового режима.

Литература

- [1] Малоземов В.В., Тепловой режим космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1980. 232 с.
- [2] Морковин А.В., Плотников А.Д., Борисенко Т.Б. Теплоносители для тепловых труб и наружных гидравлических контуров систем терморегулирования автоматических и пилотируемых космических аппаратов // Космическая техника и технологии. 2015. № 3. С. 89–99.
- [3] Фаворский О.Н., Каданер Я.С. Вопросы теплообмена в космосе. М.: Высшая школа, 1967. 248 с.

ASSESSMENT OF THE NEAR-MOON ORBITAL STATION THERMAL CONTROL SYSTEM EXTERNAL HYDRAULIC CIRCUIT MAIN PARAMETERS

N.A. Tkachev

nick.t765@yandex.ru

Bauman Moscow State Technical University

The analysis of the near-moon orbital station unsteady thermal regimes is carried out. The effect of the maximum possible external and internal heat fluxes at various orbit plane positions is considered. As a result, the parameters of the external hydraulic circuit of the station thermal control system are estimated, which ensure the operability of this system at any orbit position. The circuit electric pumps power was selected as the main parameter.

References

- [1] Malozemov V.V., Teplovoy rezhim kosmicheskikh apparatov [Thermal conditions of spacecraft]. M.: Mashinostroyeniye, 1980. 232 p.
- [2] Morkovin A.V., Plotnikov A.D., Borisenko T.B., Teplonositeli dlja teplovykh trub i naruzhnykh gidravlicheskikh konturov system termoregulirovaniya avtomaticheskikh i pilotiruemykh kosmicheskikh apparatov [Coolants for heat pipes and external hydraulic circuits of thermal control systems of automatic and manned spacecraft] // Kosmicheskaja tehnika i tehnologii [Space Engineering and Technology]. 2015. No. 3. P. 89–99.
- [3] Favorskij O.N., Kadaner Ja.S. Voprosy teploobmena v kosmose [The issue of heat transfer in space]. M.: Vysshaja shkola, 1967. 248 p.

ПАРАМЕТРИЧЕСКАЯ ИДЕНТИФИКАЦИЯ ТЕНЗОРА ТЕПЛОПРОВОДНОСТИ И УДЕЛЬНОЙ ТЕПЛОЕМКОСТИ ТВЕРДЫХ ТЕЛ ПО ДАННЫМ ТЕПЛОФИЗИЧЕСКИХ ЭКСПЕРИМЕНТОВ МЕТОДОМ ИТЕРАЦИОННОЙ РЕГУЛЯРИЗАЦИИ

Н.О. Борщев

А.Е. Белявский

Д.К. Винокуров

www.moriarty93@mail.ru

614kaf1@gmail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Развитие авиационной и ракетно-космической техники привело к значительному усложнению теоретического анализа и экспериментальных исследований тепловых процессов, так как для успешного решения задачи выбора оптимальных параметров важнейшим условием является использование обоснованных математических моделей, позволяющих с требуемой точностью прогнозировать тепловое состояние материалов и конструкций на различных стадиях эксплуатации летательных аппаратов (ЛА) [1–3].

В данной работе рассматривается задача определения комплекса теплофизических параметров, таких как компоненты симметричного тензора теплопроводности и удельной теплоемкости твердого тела при воздействии лучисто-конвективного нагрева [4]. Задача рассматривается как тепловое взаимодействие ЛА и внешней среды с точки зрения соотношений причина – следствие.

Первым этапом исследования является определение теоретического температурного поля испытываемого объекта для условий проведения нагрева с учетом анизотропии

тропии самого объекта конечно-разностным методом переменных направлений с экстраполяцией исходных теплофизических параметров. Предварительно необходимо задаться базисными функциями для каждой теплофизической характеристики. Таким образом задача будет сводиться к идентификации параметров этих характеристик, не зависящих от температур, а сами истинные характеристики определяются как произведение их параметров на их базисные функции, учитывающими их зависимость от температуры.

Шаг по пространству выбирается таким образом, чтобы экспериментальные и теоретические значения температур находились в одних узлах.

Вторым этапом является составление среднеквадратичного функционала невязки или среднеквадратичной интегральной ошибки между теоретическим и экспериментальным полем температур, который минимизируется в соответствии с выбранным методом оптимизации. Из-за погрешности в исходных данных необходимо вести величину, которая позволила бы сгладить наш целевой функционал. Данная величина называется регуляризирующим параметром.

В данной работе применяется метод сопряженных градиентов как один из наиболее эффективных градиентных методов поиска глобального экстремума первого порядка, где можно в качестве регуляризирующего параметра выбрать шаг спуска.

Третьим этапом является итерационный поиск искомых параметров тензора теплопроводности и удельной теплоемкости материала методом сопряженных градиентов с предварительно выбранным шагом спуска из условия минимума целевого функционала на следующей итерации и расчетом его направления до выполнения условия останова цикла. В качестве условия останова можно принять интегральную ошибку, являющуюся суммой систематической ошибки, ошибки выбранного метода расчета и постановки задачи.

Таким образом, полученные зависимости теплопередающих характеристик могут быть использованы для более точного проектирования изделий, выполненных из схожих материалов.

Литература

- [1] Формалев В.Ф. Теплоперенос в анизотропных твердых телах. М.: Физматлит, 2015.
- [2] Формалев В.Ф., Ревизников Д.Л. Численные методы. М.: Физматлит, 2004.
- [3] Алифанов О.М., Артюхин Е.А., Румянцев С.В. Экстремальные методы решения некорректных задач и их приложения к обратным задачам теплообмена. М.: Наука, 1988.
- [4] Блох А.Г., Журавлев Ю.А., Рыжков Л.Н. Теплообмен излучением. Справочник. М.: Энергоатом-издат, 1991.

PARAMETRIC IDENTIFICATION OF RADIANT-CONVECTIVE HEAT FLUX FOR ANISOTROPIC SOLIDS FROM THE DATA OF A HEAT-STATIC EXPERIMENT

N.O. Borshchev
A.E. Beliaevskiy
D.K. Vinokurov

www.moriarty93@mail.ru
614kaf1@gmail.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

The development of aviation and rocket and space technology has led to a significant complication of theoretical analysis and experimental studies of thermal processes, since for the successful solution of the problem of choosing the optimal parameters, the most important condition is

the use of sound mathematical models that allow predicting the thermal state of materials and structures at various stages of operation with the required accuracy aircraft (LA) [1–3].

References

- [1] Formalev V.F. Heat transfer in anisotropic solids. M.: Fizmatlit, 2015. (in Russian).
- [2] Formalev V.F., Reviznikov D.L. Numerical methods. M.: Fizmatlit, 2004. (in Russian).
- [3] Alifanov O. M., Artyukhin E. A., Rumyantsev S.V. Extreme methods for solving ill-posed problems and their applications to inverse heat transfer problems. M.: Nauka, 1988.
- [4] Bloch A.G., Zhuravlev Yu.A., Ryzhkov L.N. Heat transfer by radiation. Directory. Energoatomizdat Publishing House Moscow, 1991.

РАСЧЕТ ИЗЛУЧЕНИЯ И ГАЗОВОЙ ДИНАМИКИ СТРУЙ, ИСТЕКАЮЩИХ В РАЗРЕЖЕННОЕ ПРОСТРАНСТВО, НА ОСНОВЕ КВАЗИГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ УРАВНЕНИЙ

А.М. Молчанов, В.Э. Попов

vario999@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Разработан метод расчета высотных струй, истекающих в разреженный газ. Метод основан на использовании квазигазодинамических (КГД) уравнений. Из уравнения Больцмана получены уравнения неразрывности компонентов газовой смеси и уравнения переноса колебательных энергий в квазигазодинамической постановке. Показано, что при расчете с использованием КГД интенсивность излучения существенно ниже, чем при расчете стандартной системы уравнений Навье – Стокса (НС).

Расчет высотных струй представляет серьезную проблему. В основном это связано с нарушением условия сплошности разреженной среды и ярко выраженной неравномерностью между различными энергетическими модами.

Численный анализ таких течений может проводиться на основе методов прямого численного моделирования — методов Монте-Карло, или DSMC-методов. Однако расчет этими методами также требует использования очень больших компьютерных ресурсов. Поэтому в Институте прикладной математики разработана модель, получившая название квазигазодинамические (КГД) уравнения [1]. Этот подход основан на использовании математической модели, обобщающей систему уравнений Навье – Стокса и отличающейся от нее дополнительными диссипативными слагаемыми с малым параметром в качестве коэффициента.

В данной работе представлены результаты расчетов с помощью квазигазодинамических уравнений на примере истечения струй, которые представляют собой химическую смесь на высотах от 100 до 200 км.

Литература

- [1] Елизарова Т.Г., Шеретов Ю.В. Теоретическое и численное исследование квазигазодинамических и квазигидродинамических уравнений // Ж. вычисл. матем. и матем. физ. 2001. Т. 41, № 2. С. 239–255.
- [2] Молчанов А.М. Расчет теплового излучения колебательно-неравновесного газа методом k-распределения // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2015. Т. 16, вып. 1. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2015-16-1/articles/317/>

CALCULATION RADIATION AND GAS DYNAMICS OF JETS THROUGH INTO THE UNLIMITED SPACE ON THE BASIS OF QUASI-GAS-DYNAMIC EMERGENCIES

A.M. Molchanov, V.E Popov

vario999@mail.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

A method for calculating high-altitude jets flowing into a rarefied gas is developed. The method is based on the use of quasi-gasdynamic (QGD) equations. From the Boltzmann equation, the equations of continuity of the components of the gas mixture and the equations of transfer of vibrational energies in a quasi-gas dynamic formulation are obtained. It is shown that when calculating using QGD, the radiation intensity is significantly lower than when calculating the standard system of Navier-Stokes equations (NS).

References

- [1] Elizarova T.G., Sheretov Yu.V. Theoretical and numerical study of quasi-gasdynamic and quasi-hydrodynamic equations // J. Comput. by that. and mat. Fiz. 2001. Vol. 41, No. 2. Pp. 239–255.
- [2] Molchanov A.M. Calculation of the thermal radiation of a vibrational no equilibrium gas by the k-distribution method // Physicochemical kinetics in gas dynamics. 2015. Vol. 16, No. 1. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2015-16-1/articles/317/>

ЭФФЕКТЫ КОЛЕБАНИЙ ДВУХСЛОЙНОЙ ЖИДКОСТИ В ОСЕСИММЕТРИЧНОЙ ЕМКОСТИ

Вин Ко Ко

win.c.latt@gmail.com

А.Н. Темнов

ant45@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В предлагаемом докладе предпринята попытка дать теоретическое объяснение вращательного движения поверхности раздела в двухслойной жидкости. Целью рассматриваемой работы являлось получение уравнений немалых колебаний поверхности раздела двухслойной жидкости и исследование устойчивости возникающего вращательного движения жидкости в подвижном цилиндрическом баке, совершающим возвратно-поступательные движения.

Ключевые слова: нелинейные колебания, двухслойная жидкость, область неустойчивости, гидродинамические коэффициенты, резонансная частота.

Введение. При проведении экспериментальных исследований малых колебаний многослойной жидкости [1] были замечены вблизи основной резонансной частоты нелинейные отклонения поверхности раздела, переходящие затем во вращательное движение слоев жидкостей.

В настоящее время актуальность рассматриваемых задач подтверждается более глубокой модернизацией и совершенствованием различных технологических процессов в машиностроении, а также непрерывно возрастающим использованием жидкого газа и криогенных жидкостей в промышленности и ракетно-космической технике.

В связи с развитием современной техники в значительной степени возросло использование криогенных жидкостей, сжиженного газа, сверхтекучих растворов, шугообразных жидкостей. Неотъемлемым свойством рассматриваемых жидкостей явля-

ется расслоение жидкостей в невозмущенном состоянии на слои разных плотностей. В машиностроении широко используются конструкции, в которых имеются объемы слоистой жидкости: например, топливные баки объектов авиационной и ракетно-космической техники, резервуары для транспортировки жидкостей, а также для хранения нефтепродуктов и сжиженных газов, водонапорные башни и т. д. Неоднородная жидкость, частично заполняющая полости, значительно влияет на движение всей системы, особенно когда масса жидкости гораздо больше массы сухой конструкции. В этих случаях движение жидкости может существенно изменить движение всей конструкции [2, 3].

Постановка задачи. В предположении, что жидкости несжимаемые, несмешивающиеся, идеальные и полностью заполняют осесимметричный сосуд произвольной формы, сформулирована задача о потенциальных движениях. Задача состоит из уравнения Лапласа, условий непротекания на смачиваемых поверхностях, а также из кинематического и динамического условий на возмущенной поверхности раздела. Потенциалы скоростей каждой жидкости представлены в виде суммы произведений обобщенных координат $\alpha_i(t)$ i -й гармоники волновых движений жидкостей на поверхности раздела на функции координат.

Для математического описания наблюдаемого в эксперименте вращательного движения поверхности раздела жидкостей учтены две основные несимметричные гармоники, возбуждаемые в двух взаимно перпендикулярных плоскостях и определяемые обобщенными координатами $\alpha_i = \alpha_i$ ($i = 1, 2$): $\alpha_1 = \alpha$, $\alpha_2 = \beta$, и соответствующими формами колебаний.

После представления всех функций, входящих в кинематическое и динамическое условия с помощью формулы Тейлора через их значения на невозмущенной поверхности раздела, была получена система нелинейных уравнений для обобщенных координат α, β .

Исследование нелинейных уравнений показало, что в случае $\beta = 0$ полученное нелинейное уравнение для обобщенной координаты α описывает вынужденные колебания поверхности раздела жидкостей, при которых диаметр горизонтальной поверхности неподвижен и перпендикулярен плоскости возбуждения. При $\beta \neq 0$ анализ уравнений показывает, что возможны колебания поверхности раздела около диаметра, который вращается вокруг продольной оси цилиндрической полости, вынуждая слои жидкости совершать вращательное движение. Результаты исследований нелинейных уравнений приведены в виде областей неустойчивости вынужденных колебаний и областей параметрического резонанса при различных соотношениях плотностей жидкостей.

Заключение. В данном докладе исследованы нелинейные эффекты, возникающие в результате взаимодействия жидкостей с жестким сосудом, совершающим гармонические колебания. Наиболее интересным с практической стороны является случай колебаний жидкостей в окрестности самой низкой частоты собственных колебаний поверхности раздела. Здесь наблюдается ряд характерных существенно нелинейных особенностей движения жидкостей, среди которых можно указать на зависимость частоты колебаний от амплитуды, ограниченность амплитуд колебаний в резонансном режиме, подвижность узловых линий поверхности раздела, возникновение своеобразного вращения поверхности раздела в некотором диапазоне частот возмущающей силы.

Литература

- [1] Win Ko Ko, Temnov A.N. Experimental and theoretical studies of oscillations of stratified fluid // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2018. Vol. 468. P. 012031.

- [2] Луковский И.А. Введение в нелинейную динамику твердого тела с полостями, содержащими жидкость / отв. ред. В.А. Троценко; АН УССР. Ин-т математики. Киев: Наук. думка, 1990. 296 с.
- [3] Нариманов Г.С., Докучаев Л.В., Луковский И.А. Нелинейная динамика летательного аппарата с жидкостью. М.: Машиностроение, 1977. 208 с.

EFFECTS OF OSCILLATIONS OF A TWO-LAYER LIQUID IN AN AXISYMMETRIC VESSEL

Win Ko Ko
A.N. Temnov

win.c.latt@gmail.com
anttt45@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

The proposed report attempts to give a theoretical explanation of the rotational motion of the interface in a two-layer liquid. The aim of this work was to obtain the equations of considerable oscillations of the interface of a two-layer liquid and to study the stability of the resulting rotational motion of the liquid in a movable cylindrical tank performing reciprocating movements.

Keywords: nonlinear oscillations, two-layer liquid, instability region, hydrodynamic coefficients, resonance frequency.

References

- [1] Win Ko Ko, Temnov A.N. Experimental and theoretical studies of oscillations of stratified fluid // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2018. Vol. 468. Pp. 012031.
- [2] Lukovsky I.A. Introduction to nonlinear dynamics of a solid body with cavities containing a liquid / Rev. Ed. V.A. Trotsenko; Ukrainian Academy of Sciences. In-t of mathematics. Kyiv: Nauk. Dumka, 1990. 296 p.
- [3] Narimanov G.S., Dokuchaev L.V., Lukovsky I.A. Nonlinear dynamics of an aircraft with a liquid. M.: Mechanical engineering, 1977. 208 p.

ДИНАМИКА СИСТЕМЫ ПЕРЕРАСПРЕДЕЛЕНИЯ ЖИДКОГО ТОПЛИВА В РАКЕТАХ-НОСИТЕЛЯХ ПАКЕТНОЙ СХЕМЫ

М.И. Дьяченко
А.Н. Темнов

s_masyanya@mail.ru
anttt45@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена математическая модель ракеты-носителя (РН) пакетной схемы с однокомпонентным жидкостным ракетным двигателем (ЖРД). Задача описана для первой и второй ступеней РН с перераспределением топлива из баков бокового блока (ББ) в бак центрального блока (ЦБ) с помощью установленного в нем насоса. Модель представляет собой систему линеаризованных уравнений второго порядка, записанных относительно параметров движения топлива.

Современные РН должны обладать высокими энергетическими характеристиками. Для этого актуально или создание нового средства выведения, или улучшение уже созданного. Тяговооруженность второй ступени РН пакетной схемы можно повысить посредством перекачивания топлива. В предлагаемой работе перераспределение

топлива осуществляется с помощью бустерного насоса, установленного в нише центрального блока.

Модель РН с однокомпонентным ЖРД. В данной работе математическая модель охватывает систему гидродинамических уравнений, описывающих динамические процессы в агрегатах и элементах РН как в системе с сосредоточенными параметрами [1, 2]. Система включает в себя линеаризованные дифференциальные уравнения второго порядка: уравнения движения топлива в магистралях перераспределения из баков боковых блоков в бак центрального блока, записанных относительно отклонений уровня топлива; уравнения движения топлива в расходных магистралях и магистралях перераспределения; уравнения для изменения давления в насосе, составленных относительно возмущения давления на входах в насосы ЦБ и ББ; уравнения ЖРД и уравнения для обобщенных координат продольных колебаний центрального и боковых блоков.

Коэффициенты этих уравнений задаются формулами, в которые входят параметры невозмущенного движения топлива в расходных магистралях, а также коэффициенты, характеризующие упругие свойства рассматриваемой гидромеханической системы и конструкции для перераспределения.

РН состоит из однородных центрального и боковых блоков, трубопроводов перераспределения, топливных магистралей, двигателей и бустерного насоса перераспределения. Наличие насоса приводит к возникновению дополнительных гидросвязей между центральным и боковыми блоками.

Продольные колебания РН являются потенциально наиболее опасными и при определенных условиях могут вызвать колебания давления в камере сгорания и привести к эффекту Пого. При исследовании устойчивости продольных колебаний допускается, что одновременное опорожнение четырех боковых блоков через расходные магистрали в двигатели боковых блоков и магистрали перераспределения в центральный блок происходит синхронизировано. Предполагается, что упругие связи между центральным и боковыми блоками воспринимают только продольные возмущения.

Анализ уравнений динамики магистралей перераспределения топлива. В данной более сложной математической модели [3] учтено движение топлива в расходных магистралях и камерах сгорания двигателей. Уравнения возмущенного движения гидродинамической системы в этом случае после замены переменных приведены к двум уравнениям относительно параметров, связанных с возмущениями давления на входах в насосы первой и второй ступеней. Далее функции представлены в виде суммы мнимой и действительной частей, каждая из которых содержит безразмерные параметры, характеризующие динамику перераспределения топлива.

В работе исследована система полученных дифференциальных уравнений, описывающих возмущенное движение топлива в магистралях многоступенчатых ракет-носителей пакетной схемы с учетом подачи топлива из баков ББ в бак ЦБ и влияния продольных колебаний РН.

Литература

- [1] Колесников К.С. Динамика ракет. М.: Машиностроение, 2003. 520 с.
- [2] Биркин И.А. Об эффективности перелива топлива между ракетными ступенями, Актуальные проблемы российской космонавтики // Материалы XXXV академических чтений по космонавтике. Москва, январь 2011. М., 2011. С. 42–43.
- [3] Дьяченко М.И., Темнов А.Н. Проблемы динамики перераспределения топлива в крупногабаритных ракетно-космических объектах // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2012. Вып. S2. С. 164–174.

DYNAMICS OF LIQUID FUEL REDISTRIBUTION SYSTEM IN MULTISTAGE LAUNCH VEHICLES WITH CLUSTERS OF BOOSTERS WITH PARALLEL LAYOUT

M.I. Dyachenko

s_masyanya@mail.ru

A.N. Temnov

anttt45@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

A mathematical model of a launch vehicle (LV) with clusters of boosters with a one-component liquid rocket engine (LRE) is considered. The problem described and resolved for the redistribution of fuel from side blocks (SB) tanks to central block (CB) tank due to the operation of booster pumps installed in the tanks of the central block. The model is a system of linearized second-order differential equations written down regarding the parameters of fuel motion.

References

- [1] Kolesnikov K.S. Dinamika raket. M.: Mashinostroenie, 2003. 520 p.
- [2] Birkin I.A. Ob effektivnosti pereliva topliva mezhdu raketnymi stupenyami. Aktual'nye problem rossiyskoy kosmonavtiki // Materialy XXXY akademicheskikh chteniy po kosmonavtike. Moscow, January 2011. M., 2011. P. 42–43.
- [3] Dyachenko M.I., Temnov A.N. Problemi dinamiki pereraspredeleniya topliva v krupnogabaritnykh raketno-kosmicheskikh objektakh // Vestnik MGTU im. N.E. Baumana. 2012. Vyipusk S2. Pp. 164–174.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ И ТЕОРЕТИЧЕСКОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ КОЛЕБАНИЙ ВРАЩАЮЩЕЙСЯ ЖИДКОСТИ, ВЫТЕКАЮЩЕЙ ЧЕРЕЗ ЗАБОРНОЕ УСТРОЙСТВО

В.В. Орлов

v_orlov@list.ru

А.Н. Темнов

anttt45@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Приведены краткое описание динамического стенда вращения, результаты экспериментальных и теоретических исследований динамических характеристик вращающейся жидкости при вытекании из ограниченного объема специальных баков. Представлены решения задач о нормальных (собственных) колебаниях жидкости с граничными условиями на свободной поверхности и поверхности с сопротивлением — поверхности слива заборного устройства.

Введение. Актуальность проблематики обусловлена оценкой влияния внутрибаковых устройств (измерительных, заборных, демпфирующих устройств) на колебания жидкого топлива. Исследования по истечению вращающейся жидкости были проведены в Учебно-экспериментальном центре МГТУ им. Н.Э. Баумана. Используемые на практике специальные баки содержат много различных внутренних баковых элементов (ВБЭ). Это перегородки, демпферы колебаний, измерители уровня и другие конструктивные элементы. При исследовании возникающей гидродинамической задачи теоретический учет влияния ВБЭ наталкивается на большие трудности, а проведение натурных испытаний является весьма дорогостоящим мероприятием. В подобных ситуациях экспериментальные исследования проводятся с использованием конструктивно-подобных моделей. Исследования условно можно разделить на три этапа. На первом, предварительном, этапе

эксперименты проводились на модельной емкости, а на втором этапе — на конструктивно подобных моделях топливных баков. Третий этап был посвящен теоретическим вопросам истечения и колебаний вращающейся жидкости.

Результаты экспериментальных исследований. На первом, предварительном, этапе эксперименты проводились на прозрачном вертикальном цилиндрическом сосуде, размещенном на вращающейся платформе с плавной регулировкой скорости вращения. В качестве рабочей жидкости использовалась вода, истечение жидкости осуществлялось из открытого сосуда. Предварительные эксперименты по истечению вращающейся жидкости производились для трех режимов вращения сосуда: а) в режиме установившегося вращения; б) в режиме раскрутки жидкости до угловой скорости, равной установленной угловой скорости вращения сосуда; в) в режиме мгновенной остановки вращения сосуда, а жидкость продолжала вращаться.

Экспериментальные исследования, проведенные на вертикальном цилиндрическом сосуде, показали, что меньшие значения гидравлических остатков жидкости получаются для конструкции с распределенным забором жидкости. Анализ предварительных экспериментальных исследований позволил сделать рекомендации по конструкции и местоположению заборного устройства во вращающейся емкости.

На втором этапе экспериментальные исследования проводились на конструктивно подобных емкостях, которые содержали много различных ВБЭ. В измерительный комплекс входили датчики давления (6 шт.), которые работали совместно с генераторно-усилительным шестиканальным блоком, датчики расхода (2 шт.) и датчик числа оборотов. Модульное решение позволяло параллельно и независимо друг от друга вести проектирование, разработку, изготовление и отладку различных узлов системы, обеспечивало возможность быстрой переналадки.

Были изготовлены и испытаны две модельные емкости, именуемые в дальнейшем емкость 1 и емкость 2. Емкость 1 представляла собой прозрачную модель с вогнутым днищем. Забор жидкости осуществлялся через устройство в виде двух желобов, покрытых сверху перфорированными пластинами.

Емкость 2 также являлась прозрачной моделью, но забор жидкости осуществлялся через торовый коллектор, в нижней части которого располагались патрубки с расходными шайбами различного диаметра.

В процессе проведения экспериментов происходило волнообразование на свободной поверхности жидкости, которое свидетельствовало о наличии биений оси вала вращающейся платформы. Подобные ситуации использовались для исследования и регистрации волновых движений свободной поверхности в режиме мгновенного торможения емкости. Свободная поверхность, имеющая форму, близкую к параболоиду вращения, во время волновых движений искажалась пространственными возмущениями в виде острых гребней и пологих впадин. По мере истечения и уменьшения скорости вращения жидкости волновые движения затухали, а поверхность принимала форму искаженного усеченного конуса. Для регистрации волновых движений использовалась виброизмерительная аппаратура, укомплектованная датчиками давления, смонтированными в боковую поверхность цилиндрического сосуда.

Теоретическое исследование. При теоретическом исследовании волновых движений вращающейся жидкости рассматривалась краевая задача о малых движениях идеальной жидкости, сформулированная относительно возмущенного давления и записанная в системе координат, связанной со свободной поверхностью вращающейся жидкости (уравнение С.Л. Соболева [2] для вращающейся жидкости), дополненное граничными условиями: условием непротекания на смачиваемой поверхности, кинематическими и динамическими условиями на поверхности слива, характеризующими гидравлическое сопротивление заборного устройства, условием равенства нормальных напряжений и величины вертикальной компоненты скорости на свободной поверхности.

Сформулированная задача на собственные значения была сведена с использованием метода Галеркина к интегральному тождеству, которое решалось методом конечных элементов.

При анализе полученных результатов следует отметить появление решений, не встречающихся в задачах без слива, а также изменение известных решений под влиянием вытекания жидкости. Прежде всего, наличие поверхности слива заборного устройства определяет возможность появления на ней волновых движений — волн слива. Причины их появления рассматривались в работе [3]. Волны слива характеризуются волновыми и собственными числами — решениями соответствующих систем уравнений. В общем, это апериодические затухающие волновые движения. Появление в системе поверхности слива также отражается и на существующих в системе колебательных движениях. Внутренние волны и волны на свободной поверхности превращаются в затухающие волновые движения.

Заключение. Проведенное исследование колебаний вращающейся жидкости, частично заполняющей топливный бак, при наличии истечения через заборное устройство показало, что рассматриваемая гидродинамическая система обладает как дискретным вещественным спектром собственных чисел, так и дискретным спектром комплексно-сопряженных собственных чисел. Вещественному спектру отвечают апериодические режимы движений жидкости, которые более значительно выражены волнами слива, комплексно-сопряженным собственным числам отвечают затухающие колебания преимущественно поверхностных и внутренних волн.

Литература

- [1] Колесников К. С. Динамика ракет. М.: Машиностроение. 2003. 520 с.
- [2] Копачевский Н.Д. Малые движения и собственные колебания идеальной вращающейся жидкости. Харьков, Физико-технический институт низких температур, препринт. 1978. С. 38–77.
- [3] Орлов В.В., Темнов А. Н. Колебания вращающейся жидкости, вытекающей из закрытого сосуда // Инженерно-физический журнал. 2000. Т. 71, № 1. С. 165–174.
- [4] Орлов В.В. Колебания вращающейся жидкости, вытекающей из открытого сосуда // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2010. № 3. С. 1–4.

EXPERIMENTAL AND THEORETICAL STUDY OF THE OSCILLATIONS OF A ROTATING LIQUID FLOWING THROUGH AN INPUT DEVICE

V.V. Orlov v_orlov@list.ru
A.N. Temnov antt45@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

A brief description of the dynamic rotation bench, the results of experimental and theoretical studies of the dynamic characteristics of a rotating fluid when leaking from a limited volume of special tanks is given. The solutions to the problems of normal (natural) fluid vibrations with boundary conditions on a free surface and a surface with resistance — the discharge surface of the intake device are presented.

References

- [1] Kolesnikov K.S. Dynamics of rockets. M.: Engineering, 2003. 520 p.
- [2] Kopachevsky N.D. Small movements and natural vibrations of an ideal rotating fluid. Kharkov, Physical-Technical Institute of Low Temperatures, preprint. 1978. P. 38–77.

- [3] Orlov V.V., Temnov A.N.: Oscillations of a rotating fluid flowing from a closed vessel // Engineering Physics Journal. 2000. Vol. 71, No. 1. Pp. 165–174.
- [4] Orlov V.V. Oscillations of a rotating fluid flowing from an open vessel // Vestnik MGТУ im. N.E. Bauman. Ser. Engineering. 2010. No. 3. Pp. 1–24.

ПРОБЛЕМЫ ФОРМИРОВАНИЯ СХЕМНО-ТЕХНИЧЕСКИХ РЕШЕНИЙ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С НАДУВНЫМИ ТОРМОЗНЫМИ УСТРОЙСТВАМИ ДЛЯ ДЕОРБИТИНГА С НИЗКИХ ОКОЛОЗЕМНЫХ ОРБИТ

С.У. Юн
В.М. Кульков
С.О. Фирсюк

wook4573@naver.com
vmk_1@mail.ru
iskramai@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Проводится анализ перспективных отечественных и зарубежных схемно-технических решений малых космических аппаратов (МКА) с надувными тормозными устройствами (НТУ) для де-орбитинга космических объектов (КО). Сформирован проектный облик МКА с НТУ для де-орбитинга и разработана конструктивная схема НТУ.

Накопление космического мусора (КМ) на низких околоземных орбитах создает все большую угрозу столкновений и повреждения КО. Это представляет собой постоянно растущую проблему, особенно для областей с низкой высотой орбиты, где скопление мусора является более серьезным.

В последние два десятилетия было профинансировано несколько исследований для оценки методов утилизации КО с истекающим сроком службы для различных масс и начальных высот орбиты. В случае утилизации некооперируемых КО наиболее распространенные методы можно разделить на несколько групп: маневры с использованием химических реактивных двигателей, передача импульса торможения с малой тягой, увеличение аэродинамического сопротивления, использование ионного пучка и механические и электродинамические связки (тросовой системы).

В данном исследовании рассматривается набор возможных инструментов решения этой проблемы за счет применения устройства аэродинамического торможения (УАТ) [1]. При этом наиболее пристальное внимание уделено развертываемым тормозным устройствам надувной конструкции. Эти устройства просты по конструктивному исполнению, легко изготавливаемы, а занимаемые ими объемы в транспортных средствах и размеры в развернутом рабочем положении могут отличаться в десятки раз. В рамках исследований рассматривается УАТ различной формы (сфера, конус, плоскость и т. д.).

Однако основным недостатком использования надувного тормозного устройства (НТУ) для увода КМ с орбиты следует признать существенную вероятность деформации формы используемых надувных оболочек тормозного устройства из-за внешней аэродинамической нагрузки. Надув НТУ может осуществляться с помощью газобаллонной системы надува, с использованием таблетированного сублимационного материала или за счет остаточного внутреннего давления [2].

Целью работы является рассмотрение основных параметров УАТ на основе сравнения схемных решений УАТ и выбора количества, размера и массы тонкопленочных надувных тормозных устройств. Проводится анализ перспективных отечественных и зарубежных схемно-технических решений МКА с НТУ для де-орбитинга КО. Сформирован проектный облик МКА с НТУ для де-орбитинга и разработана конструктивная

схема НТУ. Проведены анализ динамических нагрузок и расчет внутренних напряжений в оболочке с учетом ее деформируемого состояния.

Литература

- [1] Кульков В.М., Готов М.К., Юн Сон Ук. Отработка перспективных технологий маневрирования МКА в космическом эксперименте «Аэрокосмос-МАИ» // Научное наследие и развитие идей К.Э. Циолковского. Материалы 54-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Ч. I. Калуга, 2019. С. 94–96.
- [2] Horn A.C. A Low Cost Inflatable CubeSat Drag Brake Utilizing Sublimation. M.S., Old Dominion University, United States, Virginia, 2017.

PROBLEMS OF ENGINEERING SOLUTION FOR SMALL SATELLITES WITH INFLATABLE BRAKING DEVICES FOR DEORBITING FROM LOW EARTH ORBIT

S.W. Yoon

V.M. Kulkov

S.O. Firsyuk

wook4573@naver.com

vmk_1@mail.ru

iskramai@gmail.com

Moscow Aviation Institute (National Research University)

In the present work analyzes foreign and domestic engineering solution of small satellites with braking devices for de-orbiting space objects from low Earth orbit. The design shape of small satellites with inflatable braking devices for de-orbiting has been formed and constructive scheme of inflatable braking devices has been developed.

References

- [1] Kulkov V.M., Glotov M.K., Sung Wook Yoon. Development of perspective technologies of maneuvering small satellites in the space experiment “Aerocosmos-MAI” // Scientific heritage and development of K.E.’s ideas Tsiolkovsky. Materials of the 54th Scientific Readings in memory of K.E. Tsiolkovsky Part I. Kaluga, 2019. P. 94–96.
- [2] Horn A.C. A Low Cost Inflatable CubeSat Drag Brake Utilizing Sublimation. M.S., Old Dominion University, United States, Virginia, 2017.

ОБСЛУЖИВАЕМАЯ ГРУППИРОВКА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА ОСНОВЕ ОТКРЫТОЙ МОДУЛЬНОЙ АРХИТЕКТУРЫ

Г.А. Щеглов

Е.Р. Салиев

Н.Н. Тютюнник

shcheglov_ga@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматривается обслуживаемая орбитальная группировка спутников дистанционного зондирования Земли, построенная на основе открытой модульной архитектуры. Единый набор модулей использован как для построения аппаратов группировки, так и для аппаратов обслуживания. При эксплуатации системы ремонт осуществляется путем замены модулей, имеющих унифицированный интерфейс. Рассмотрены вопросы экономической эффективности модульных систем.

При переходе к эксплуатации на околоземных орбитах группировок из множества искусственных спутников отсутствие затрат на техническое обслуживание и ремонт КА будет приводить к затратам на борьбу с техногенным засорением космического пространства. На данный момент во многих странах изучается возможность перехода к новой архитектуре автоматических КА, которая даст возможность их обслуживания, а также множество иных преимуществ [1, 2]. Такая архитектура должна строиться по принципам киберфизических систем и иметь открытую архитектуру. Конкурентные преимущества данной архитектуры заключаются в возможности создавать аппараты путем интеграции в единую систему независимо отлаженных модулей, сборка которых производится по одинаковым принципам как в наземных условиях, так и в космосе.

Настоящая работа посвящена применению открытой модульной архитектуры для построения обслуживаемой группировки малых спутников ДЗЗ. В качестве прототипа взят проект студенческого космического аппарата, создаваемого на замену КА «Бауманец-2».

Представлена номенклатура модулей, разработанная на базе единой размерной сетки. Модули объединяются в единую систему — КА — посредством специальных стыковочных узлов, содержащих механический, тепловой, электрический, а также информационный интерфейсы. Подобное решение обеспечивает взаимозаменяемость модулей, а также упрощает сборку аппарата на Земле и на орбите. В докладе рассматривается оригинальное стыковочное устройство, которое является андрогинным и позволяет производить сборку модулей манипулятором.

На основе анализа различных компоновочных схем реализации модульной архитектуры показано, что рациональным компоновочным решением является объединение модулей в единый аппарат посредством базового силового модуля. Такая компоновка позволяет проводить наиболее эффективное обслуживание аппарата. Например, для малых аппаратов вместо операции дозаправки выгоднее осуществлять замену двигателя модуля, у которого исчерпан запас топлива и выработан ресурс двигателей.

Для проведения агрегатного ремонта КА группировки путем замены вышедших из строя модулей предложено использовать двухступенчатый космический аппарат обслуживания, состоящий из базового аппарата, на котором хранится запас модулей, и сервисного аппарата, который осуществляет ремонтные операции. Для базового КА найдены параметры оптимальной орбиты ожидания.

В докладе также представлена простейшая параметризованная математическая модель доходов и издержек, возникающих при запуске и обслуживании систем малых КА, выполненных по модульному и традиционному принципам. Показано, что существуют достаточно широкие диапазоны параметров, в которых модульная архитектура обеспечивает выгоду по затратам на запуск и поддержание группировки.

Представляется, что внедрение модульных аппаратов с открытой архитектурой позволит перейти от эксплуатации космических аппаратов к индустриальному освоению областей околоземного пространства, которые в настоящее время становятся все более ценным орбитальным ресурсом. Такая концепция полностью соответствует плану освоения космоса, изначально предложенному К.Э. Циолковским: «...проникновение в Космос человечества нужно для “завоевания” околосолнечного пространства, а затем и дальнейшего пространства» [3].

Литература

- [1] NovaWorks Services: Conformal Spacecraft Services. [Электронный ресурс]. URL: <https://ssd.jpl.nasa.gov/sbdb.cgi?sstr=4>
- [2] iBOSS. [Электронный ресурс] URL: <http://www.iboss-satellites.com/iboss/>
- [3] Чижевский А.Л. Теория космических эр // К.Э. Циолковский, А.Л. Чижевский: калужские страницы русских космистов / сост. Л.Т. Энгельгардт, А.В. Манакин. Калуга: Гриф, 2007. 262 с.

MAINTAINABLE SMALL SPACECRAFT CONSTALLATION BASED ON OPEN MODULAR ARCHITECTURE

G.A. Shcheglov

shcheglov_ga@bmstu.ru

E.R. Saliev

N.N. Tyutyunnik

Bauman Moscow State Technical University

A maintainable orbital constellation of Earth remote sensing satellites based on an open modular architecture is under consideration. A uniform set of modules is used for all spacecraft's. Repair is performed by replacing modules with using of unified interface. Issues of economic efficiency of modular systems are considered.

References

- [1] NovaWurks Services: Conformal Spacecraft Services [Website]. URL: <https://ssd.jpl.nasa.gov/sbdb.cgi?sstr=4>
- [2] iBOSS. [Website] URL: <http://www.iboss-satellites.com/iboss/>
- [3] Chizhevsky A.L. Theory of space ages [Теория космических эр] // K.E. Tsiolkovsky, A.L. Chizhevsky: kaluzhskie stranicy russkih kosmistov/ Ed. L.T. Engel'gardt, A.V. Manakin. Kaluga: Grif, 2007. 262 p. (in Russian).

ОРБИТАЛЬНЫЙ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНЫЙ ЦЕНТР НА БАЗЕ КОСМИЧЕСКОЙ СОЛНЕЧНОЙ ЭЛЕКТРОСТАНЦИИ

Г.А. Щеглов

shcheglov_ga@bmstu.ru

Л.Л. Морозов

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены основные проектные параметры искусственного спутника Земли, предназначенного для проведения расчетов за счет энергии, полученной от Солнца. Высокопроизводительный вычислительный кластер и аппаратура связи являются нагрузкой космической солнечной электростанции, что позволяет не передавать энергию на Землю, а использовать ее непосредственно на орбите для производства новой информации.

Важным направлением освоения космического пространства является космическая энергетика, построенная на преобразовании солнечной энергии в электрическую [1]. Однако существующая концепция использования этой энергии предполагает, что основные потребители ее находятся на Земле. Это требует развития потенциально опасных технологий передачи энергии на большие расстояния [2]. Потери энергии при передаче снижают эффект от использования космической электростанции. Избежать потерь возможно, если потребители электроэнергии находятся непосредственно на орбите и размещены рядом с электростанцией. Энергия может быть потрачена на нужды космического производства, однако это требует развития затратной транспортной инфраструктуры для обеспечения логистики материальных потоков.

В настоящее время переработка больших объемов информации осуществляется в наземных суперкомпьютерах, которые с каждым годом потребляют все больше энергии и превращают ее практически полностью в теплоту, способствуя процессам глобального потепления. Например, суперкомпьютер «Ломоносов» производительностью 1,3 петафлопса потребляет 2,8 МВт электроэнергии и выделяет такую же теплоту

вую мощность. Современный уровень развития вычислительной техники позволяет эксплуатировать компьютеры в условиях космического пространства. Например, высокопроизводительный компьютер Hewlett Packard Enterprise (HPE) запущен на МКС в сентябре 2017 г. и в настоящее время тестируется. Таким образом, появляется возможность перенести энергозатратные процессы обработки информации в космос и создать для солнечных электростанций новый класс потребителей энергии, что исключит необходимость передачи энергии на Землю.

Производство новой информации в результате расчетов на суперкомпьютерах представляется выгодным видом космического производства, поскольку не требует организации материальных потоков, а требует только наличия надежных высокоскоростных каналов связи.

В докладе представлен обзор существующих проектов в области космического производства информации: SpaceChain, ConnectX, SpaceBelt и др. Обсуждаются различные аспекты развития данного нового направления освоения космического пространства.

В докладе рассматривается проект создания орбитальной супер-ЭВМ космического базирования производительностью 1,5 петафлопса, на базе солнечной электростанции мощностью 600 кВт. Обсуждаются особенности компоновочной схемы обслуживаемого спутника стартовой массой около 27 т, оснащенного панелями солнечных батарей и радиационными теплообменниками. Из условия того, что КА должен быть максимально освещен на всем участке полета, определены параметры солнечно-синхронной орбиты высотой 700 км.

Литература

- [1] Улубеков А.Т. Богатства внеземных ресурсов. М.: Знание, 1984. 256 с.
- [2] Грилихес В.А. Солнечные космические энергостанции. Л.: Наука, 1986. 182 с.

ORBITAL HPC-CENTER BASED ON THE SPACE SOLAR POWER

G.A. Shcheglov

shcheglov_ga@bmstu.ru

L.L. Morozov

Bauman Moscow State Technical University

The main design parameters of the artificial Earth satellite, designed to carry out calculations due to energy received from the Sun are considered. The high-performance computing cluster and communication equipment are the consumers of a space solar power plant, which allows not to transmit energy to the Earth, but to use it directly in orbit to produce new information.

References

- [1] Ulubekov A.T. Extraterrestrial wealth. Znanie, 1984. 256 p. (in Russian).
- [2] Griliches V.A. Space-based solar power stations. Nauka, 1986. 182 p. (in Russian).

ОЦЕНКА ПАРАМЕТРОВ КОНТАКТНОГО ТЕПЛООБМЕНА В УЗЛАХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Н.О. Арёфьев

Л.В. Быков

А.Д. Ежов

ezzhov@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассматривается вопрос контактного теплообмена в узлах космических аппаратов. Акцентируется внимание на передаче теплового потока в контактной зоне с учетом излучения. Приводится сравнительная величина контактного термического сопротивления при учете и без учета излучения в зоне контакта.

При проектировании современных космических аппаратов (КА) одной из актуальнейших проблем является задача повышения надежности, расширения функциональных возможностей аппарата при снижении массогабаритных характеристик отдельных узлов и агрегатов, оптимизации мероприятий по обеспечению рабочих характеристик в широком диапазоне температур и механических нагрузок.

Решение большинства этих задач связано с изучением условий контактирования элементов узлов и агрегатов между собой, т. е. с решением контактной задачи определения теплового и прочностного состояния соединения деталей.

В условиях космического полета рабочие модули и энергетические установки КА функционируют в условиях вакуума, т. е. передача теплоты в местах контакта может происходить только за счет непосредственного контакта в контактных пятнах за счет теплопроводности или за счет излучения в местах, где непосредственного контакта нет [1]. Очевидно, что суммарное контактное тепловое сопротивление складывается из композиции этих видов теплообмена и в значительной степени зависит от шероховатости контактирующих поверхностей.

Контактирующие поверхности никогда не бывают абсолютно гладкими, на них всегда имеются неровности, зависящие как от характера технологической обработки, так и от свойств контактирующих материалов. Вследствие этого, зона контакта представляет собой область, состоящую из отдельных контактных пятен и зазоров, а фактическая площадь контакта составляет незначительную часть номинальной площади поверхности соприкосновения. Тепловой поток распространяется через пятна фактического контакта, суммарная площадь которых значительно меньше номинальной.

Чем больше площадь фактического контакта, тем меньше площадь поверхностей в зазорах, через которые происходит теплообмен за счет излучения. Таким образом, можно предположить, что характер теплообмена зависит от размера фактической площади теплообмена, а величина составляющих суммарного теплового потока может изменяться в широком диапазоне относительно друг друга. Поэтому анализ теплового и прочностного состояния узлов и агрегатов КА необходимо проводить с учетом особенностей теплообмена в их контактных соединениях, где определяющей характеристикой являются шероховатости контактирующих поверхностей. Предлагаемая методика определения контактного термического сопротивления на базе реальной микрогеометрии контактирующих поверхностей позволяет получить распределение полей температур в области контакта, учесть вклад различных видов теплообмена в тепловую проводимость контакта и определить величину КТС [2]. Данная методика позволяет в рамках одной расчетной модели определить широкий спектр влияния максимального количества факторов на контактный теплообмен.

Результаты исследований показывают, что влияние механизма переноса теплового потока за счет излучения в зоне контакта недооценено. Считается, что при температуре

в зоне контакта менее 1000 К интенсивность излучения относительно мала, и практически весь тепловой поток определяется термическим сопротивлением теплопроводности [3]. Данное утверждение справедливо для случаев, когда приложенное к контактирующим деталям давление превышает 3 МПа. В этом случае зона фактического контакта соизмерима с площадью номинального контакта, и теплообмен происходит в основном за счет теплопроводности. В зонах низкого сжимающего давления величина контактного термического сопротивления сильно зависит не только от температуры в зоне контакта, но и от приложенного давления. Так, при нагрузке 0,15 МПа и температуре в зоне контакта 1100 К ошибка в определении контактного термического сопротивления, возникающая при неучете влияния теплообмена излучением составляет 45 %, а при том же давлении при температуре в зоне контакта 500 К эта ошибка, составляет около 20 %.

Проведенные расчеты показывают, что при высоких температурах, отсутствии межконтактной среды и низких сжимающих давлениях теплообмен в зоне контактного соединения во многом определяется величиной теплового потока за счет излучения, т. е. реализуются режимы теплообмена, характерные для функционирования космических аппаратов. Разработанная методика позволяет рассчитать параметры составляющих контактного теплообмена в зависимости от влияния комплексного воздействия различных факторов.

Литература

- [1] Madhusudana C.V. On heat flow across cylindrical joints // Proc. 8th int. conf. Heat Transfer, San Francisco, Calif, 1986. P. 651–658.
- [2] Меснянкин С.Ю., Езов А.Д., Басов А.А. Определение контактного термического сопротивления на базе трехмерного моделирования соприкасающихся поверхностей // Известия РАН. Энергетика. 2014. № 5. С. 65–74.
- [3] Шлыков Ю.П., Ганин Е.А., Царевский С.Н. Контактное термическое сопротивление. М.: Энергия, 1977. 327 с.

EVALUATION OF THE PARAMETERS OF CONTACT HEAT TRANSFER IN THE COMPONENTS OF SPACECRAFTS

N.O. Arefev

L.V. Bykov

A.D. Ezhov

ezzhov@gmail.com

Moscow Aviation Institute (National Research University)

Current study is dedicated to the issue of contact heat transfer in the units of spacecraft. The focus of the study is on the heat flux transfer in the contact zone. The radiation heat transfer is also considered. The comparative value of contact thermal resistance is given with and without radiation in the contact zone.

References

- [1]. Madhusudana C.V. On heat flow across cylindrical joints // Proc. 8th int. conf. Heat Transfer, San Francisco, Calif, 1986. P. 651–658.
- [2] Mesnyankin S.Y., Ezhov A.D., Basov A.A. Definition of contact thermal resistance on the basis of three-dimensional modelling of adjoining surfaces // Thermal Engineering. 2014. No 5. P. 65–74. (in Russian).
- [3] Shlykov Yu.P., Ganin E.A., Tsarevskii S.N. Contact thermal resistance. M.: Energiya, 1977. 327 p. (in Russian).

МЕТОДИКА ВЫБОРА ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ СИСТЕМЫ УВОДА МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ОРБИТЫ

А.В. Крестина
И.С. Ткаченко

stasy2403@yandex.ru
innovatore@mail.ru

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва

Разработана методика выбора проектных параметров системы увода малых космических аппаратов с орбиты, основу которой составляет оценка эффективности различных вариантов построения системы увода по нескольким показателям с учетом накладываемых ограничений. Приведены примеры реализации разработанной методики выбора проектных параметров для малых космических аппаратов «АИСТ» и «АИСТ-2Д».

В настоящее время проблема образования космического мусора достигает критического уровня ввиду лавинообразного роста выводимых на низкие околоземные орбиты малых космических аппаратов (МКА). В 2001 г. комитетом Inter-agency Space Debris Coordination Committee были определены две наиболее важные области околоземного пространства, где время существования космических аппаратов не должно превышать 25 лет: низкие околоземные орбиты с высотой до 2000 км и геостационарные орбиты.

Целью настоящего исследования является выбор проектных параметров надежной, отказоустойчивой системы увода с орбиты малых космических аппаратов, которые функционируют на высотах в диапазоне от 300 до 700 км.

Различные способы увода спутников с орбиты по истечении срока активного существования изучаются довольно давно, в работе [1] проведен анализ таких методов. По результатам анализа проектов-аналогов были выбраны наиболее перспективные способы увода для дальнейшей оценки их эффективности — аэродинамическая система увода, электродинамическая космическая тросовая система увода, система увода на базе электроракетной двигательной установки, система увода на базе жидкостного реактивного двигателя малой тяги и система увода на базе твердотопливного реактивного двигателя малой тяги.

Система увода МКА с орбиты, как и любая техническая система, требует оценки эффективности и характеризуется совокупностью показателей эффективности, которые непосредственно зависят от основных проектных параметров разрабатываемой системы.

Система увода малых космических аппаратов с орбиты проектируется с учетом ограничений на ресурсы (затраты), при этом спуск МКА в плотные слои атмосферы должен осуществляться за минимальное время. Сокращение длительности увода требует увеличения удельного импульса и, как правило, потребляемой электрической мощности средства увода, что влечет за собой увеличение массогабаритных характеристик аппарата в целом. Рост массы МКА приводит к увеличению затрат на его запуск, а в некоторых случаях даже к смене ракеты-носителя. Сложность изготовления элементов системы увода влияет на стоимость космического аппарата в целом.

Таким образом, выбор проектных параметров системы увода изначально является многокритериальной задачей, которая должна решаться соответствующими методами.

В качестве показателей эффективности были выбраны относительное время увода, относительная масса, удельное энергопотребление, технологичность системы, относительная стоимость и «надежность» системы — относительный показатель, отражающий возможность включения системы увода МКА с орбиты, вероятность ее

безотказной работы и выполнения целевой функции. Зависимость между показателями эффективности в явном виде установить крайне сложно, что определило выбор метода анализа эффективности системы — метод относительной интегральной оценки [2].

Для оценки эффективности различных способов увода малых космических аппаратов с орбиты необходимо было определить основные проектные параметры, которые для каждой системы рассчитываются по разным зависимостям, учитывающим принципиальные особенности каждого способа увода [3]. Далее эти параметры с помощью нормирования переводятся в разряд безразмерных относительных показателей, по которым затем оценивается эффективность системы.

Основными проектными параметрами, которые выбираются для каждой системы увода, были выбраны время увода МКА с орбиты, масса системы, стоимость системы, потребляемая мощность.

В 2013 г. Самарским университетом были запущены летный и опытный образцы МКА серии «АИСТ», проектный срок активного существования которых составляет три года [4]. Вместе с тем в настоящее время МКА «АИСТ» продолжают успешно выполнять свою целевую функцию на орбите и согласно результатам аналитических расчетов сроков баллистического существования летный образец (ЛО) МКА «АИСТ» окажется в плотных слоях атмосферы через 25 лет, опытный образец (ОО) — через 50 лет. Полученные значения дают основание полагать, что аппараты завершат свою работу гораздо раньше срока их схода с орбиты.

Рассмотрен вариант применения перспективных систем увода с орбиты для опытного образца МКА «АИСТ», функционирующего на орбите с высотой 625 км и наклоном 82° . Так как МКА «АИСТ» совершает неориентируемый полет, на выбор проектных параметров системы увода накладывалось ограничение — невозможность использования активных средств увода. В результате применения разработанной методики выбора проектных параметров системы увода с орбиты в случае опытного образца МКА «АИСТ» наибольшей эффективностью обладает вариант аэродинамической системы увода с диаметром надуваемого баллона 4 м. За счет ее использования было достигнуто уменьшение срока баллистического существования аппарата с 26 лет до 96 суток.

Также проведена апробация предлагаемой методики для спутника, оснащенного системой управления движения, на примере МКА «АИСТ-2Д», который был запущен на орбиту высотой 490 км и наклоном $97,3^\circ$ в 2016 г. В результате было получено, что наибольшей эффективностью обладает вариант системы увода на базе твердотопливной двигательной установки, за счет использования которой было достигнуто уменьшение времени увода аппарата в плотные слои атмосферы с 11 лет до 180 суток.

Установка на малые космические аппараты, имеющих массу от 20 до 1000 кг и функционирующих на околоземных орбитах в диапазоне 300...700 км, систем подобного рода позволит обеспечить относительно быстрый и коммерчески выгодный спуск с орбиты.

Литература

- [1] Janovsky R., Kassebom M., Lübberstedt H., Romberg O., Burkhardt H., Sippel M., Krülle G., Fritsche B. End-of-life de-orbiting strategies for satellites // Deutscher Luft- und Raumfahrt congress. 2002. DOI: 10.2514/6.IAC-03-IAA.5.4.05
- [2] Ткаченко И.С., Кауров И.В. Интегральная оценка эффективности космической системы орбитальной инспекции на базе малых космических аппаратов // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2013. № 1 (39). С. 91–100.
- [3] Klinkrad H. Space Debris. Models and Risk Analysis. UK, Chichester: Springer, 2006. 430 p.
- [4] Tkachenko I.S., Kirilin A.N., Tkachenko S.I., Salmin V.V. Scientific program and operation of small satellites "AIST" // Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC. 2015. Vol. 6. P. 4355–4361.

A METHOD OF DETERMINING DESIGN PARAMETERS FOR A SMALL SATELLITE DE-ORBITING SYSTEM

A.V. Krestina
I.S. Tkachenko

stasy2403@yandex.ru
innovatore@mail.ru

Samara National Research University

A methodology was developed for selecting the design parameters for a small satellite de-orbiting system, the basis of which is the evaluation of the effectiveness of various options for constructing a de-orbiting system of several indicators based on several constraints. Examples of the implementation of the developed methodology for the selection of design parameters for a de-orbiting system for small spacecraft "AIST" and "AIST-2D" are given.

References

- [1] Janovsky R., Kassebom M., Lübberstedt H., Romberg O., Burkhardt H., Sippel M., Krülle G., Fritsche B. End-of-life de-orbiting strategies for satellites. Deutscher Luft- und Raumfahrt congress. 2002. DOI: 10.2514/6.IAC-03-IAA.5.4.05
- [2] Tkachenko I.S., Kaurov I.V. Integral evaluation of the effectiveness of the space orbital inspection system on the basis of small spacecraft. Vestnik of the Samara State Aerospace University. 2013. No. 1 (39). Pp. 91–100. (in Russian).
- [3] Klinkrad H. Space Debris. Models and Risk Analysis. UK, Chichester: Springer, 2006. 430 p.
- [4] Tkachenko I.S., Kirilin A.N., Tkachenko S.I., Salmin, V.V. Scientific program and operation of small satellites "AIST" // Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC (2015). 2015. Vol. 6. Pp. 4355–4361.

КОНСТРУКТИВНОЕ РЕШЕНИЕ СТЫКОВКИ С ВРАЩАЮЩИМСЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ

Д.Р. Рамазанова

ramazanova-djamilya@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Работа посвящена решению задачи стыковки непрерывно вращающегося тороидального космического аппарата (КА) диаметром 100 м с другими КА. Предложены способы стыковки в центральном стыковочном узле и к внешнему контуру КА «ТОР». Предложенные решения обеспечат надежную многократную стыковку, необходимую в условиях длительной эксплуатации КА на орбите, учитывая конструктивные особенности КА.

Одним из ожидаемых направлений развития космонавтики является освоение человеком дальнего космоса. При этом важную роль играет проблема негативных последствий длительного воздействия невесомости на организм человека. Решением данной задачи может быть создание перспективного пилотируемого космического аппарата (ПКА) «ТОР», представляющего собой свободно вращающийся тор диаметром 100 м [3]. В результате обеспечивается постоянная имитация гравитационного воздействия на экипаж, однако его новизна становится причиной возникновения новых практических задач.

Данная работа посвящена вопросу многократных стыковок непрерывно вращающегося ПКА «ТОР», обладающего значительными массогабаритными характеристиками, с иными КА, надежность и безопасность которых обуславливается сборкой аппарата на орбите Земли и длительностью полета.

Процессу стыковки предшествуют дальнейшее сближение, а затем ближнее, затем с причаливания начинается собственно стыковка. Специальные выступающие элементы стыковочных агрегатов входят в механическое зацепление, после чего начинается стягивание объектов, по окончании которого происходит сцепка замков.

Традиционно, применяются агрегаты двух классов: активно-пассивные и универсальные, описанные в работах [1, 2]. Стыковка российских кораблей и модулей в настоящее время осуществляется с использованием активного и пассивного агрегатов типа «штырь–конус».

Обособлено во вращающейся торовой системе стоит задача обеспечения стыковки и расстыковки «челноков», которые сами являются достаточно массивными объектами, способными нарушить нормальное функционирование (вращение) тора. Для ее решения предложены различные варианты.

1-й способ позволяет использовать уже установившиеся методы стыковки, он основан на применении центрального стыковочного узла (ЦСУ). Его реализация предъявляет минимальные требования к сторонним КА и их системам стыковки, из которых следует выделить следующие:

- КА должны быть «активными» при осуществлении стыковки;
- никакие участки конструкции КА не должны выступать за плоскость стыковочного узла;
- надежность выполнения операции стыковки этими КА должна быть близкой к 100 %, так как отсутствует возможность резкого отворота в сторону при неудачной стыковке.

Наиболее существенные требования и ограничения коснутся конструкции ПКА «ТОР»:

- реализация ЦСУ ПКА «ТОР» потребует дополнения не только ЦСУ, но и системой его «подвески» — транспортировочных тросов (ТТ), транспортных тележек (блоков — ТБ);
- кроме того, ЦСУ должен быть дополнен модулями компенсации (синхронного) вращения (МСВ) для обеспечения стыковки внешних КА к «неподвижному» стыковочному узлу;
- ЦСУ может иметь не более двух стыковочных узлов (на двух торцах);
- в штатной работе ПКА «ТОР» все эти системы ЦСУ, ТТ, ТБ не используются, но имеют дополнительную (и значительную) массу.

2-й способ — стыковка ко внешнему контуру силовых и (стыковочных) транспортных рельс (СТР). Этот способ еще нигде не реализовывался и является инновационным в космической технике. Одновременно он построен на специфике свойств и конструкции данного типа ПКА «ТОР», а именно:

- стыковка осуществляется непосредственно на конструктивные элементы вращающегося корпуса ПКА;
- со стороны ПКА «ТОР» в стыковке участвуют уже имеющиеся в его составе СТР и шлюзовые стыковочные модули (ШСМ), необходимые для создания прочности и жесткости всего контура ПКА;
- нормальное функционирование ПКА «ТОР» возможно только в составе «космической эскадры» (КЭ) (группы беспилотных КА разного назначения, в сумме обеспечивающих выполнение всех функций комплекса). Так как эти КА не имеют жесткой связи между собой, перенос людей и материалов между ними осуществляют специализированные «платформы» — роботы «челноки». Именно они оборудованы стыковочной системой, позволяющей стыковаться к ПКА «ТОР» 2-м способом.

Одним из преимуществ 2-го способа стыковки является меньшее число манипуляций и, соответственно, меньший расход топлива ДУ. Второе преимущество — уход от неудачной стыковки без нанесения повреждений ПКА и челноку. Третье преимущество — возможность стыковки и расстыковки одновременно нескольких «челноков» на СТР ПКА «ТОР».

Из недостатков 2-го способа стыковки можно выделить ограничение массы «челнока» с грузом, который может нарушить стабильность вращения ПКА «ТОР». Это нарушение может быть скомпенсировано путем перекачки жидких и газообразных запасов «на борту» ПКА «ТОР» для восстановления стабильности вращения. Однако такой способ накладывает ограничения на массу пристыковываемого КА (по приблизительным оценкам — до 5 т).

Представленные конструкционные решения обеспечивают надежную многократную безопасную стыковку в условиях эксплуатации и учитывают особенности строения КА.

Литература

- [1] Сыромятников В.С. Стыковочные устройства космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1984. 216 с.
- [2] Яскевич А.В. Кинематическая схема стыковочного механизма типа «штырь–конус» для перспективных космических кораблей // Космическая техника и технологии. № 4 (19). 2017. С. 95–104.
- [3] Рамазанова Д.Р. Надувная конструкция пилотируемого космического аппарата для дальних и длительных космических полетов // Всероссийский молодежный конкурс научно-технических работ «Орбита молодежи» и Всероссийская молодежная научно-практическая конференция «Орбита молодежи»: материалы Всероссийской молодежной научно-практической конференции. Красноярск. 2018. С. 182–184.

DESIGN SOLUTION FOR DOCKING WITH A ROTATING SPACECRAFT

D.R. Ramazanova

ramazanova-dfamilya@mail.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

Current study is devoted to solving the problem of docking of a continuously rotating toroidal spacecraft with a diameter of 100 m with another spacecrafts. The methods of docking in the central docking station and to the outer contour of the TOR spacecraft are proposed. The proposed solutions will provide reliable multiple docking, necessary in the conditions of long-term operation of the spacecraft in orbit, taking into account the design features of the spacecraft.

References

- [1] Syromiatnikov V.S. Spacecrafts docking systems. M.: Mashinostroenie, 1984. 216 p. (in Russian).
- [2] Yaskovich A.V. A kinematic scheme of a probe-cone docking mechanism for future advanced spacecraft // Space Engineering and Technology. 2017. No 4 (19). Pp. 95–104. (in Russian).
- [3] Ramazanova D.R. Design of the inflatable manned spacecraft for remote and longterm space flights // All-Russian youth competition of scientific and technical works "Orbit of youth" and the All-Russian youth scientific and practical conference "Orbit of youth: materials of the All-Russian youth scientific and practical conference. Krasnoyarsk, 2018. Pp. 182–184.

ИССЛЕДОВАНИЕ НЕРАВНОВЕСНОЙ КИНЕТИКИ И ТЕПЛОПЕРЕНОСА ПРИ ДЕСТРУКЦИИ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ

И.А. Рудой

rudoi@mai.ru

А.В. Моржухина

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассматривается проблема проектирования теплозащитных экранов современных спускаемых аппаратов. Исследуются теплоперенос в материале разрушаемой теплозащиты и деструкция наружного слоя с выделением пиролизного газа. Математическая модель термодеструкции включает в себя два определенных уравнения: уравнение неравновесной кинетики для зоны физикохимических превращений в материале и зависимость температуры начала разложения от темпа нагрева.

При проектировании теплозащитных экранов современных спускаемых аппаратов используются конструкции на основе композиционных материалов с терморазлагающимся связующим. Его деструкция идет с многоступенчатыми химическими реакциями. Выделяется и поглощается теплота, образуется пиролизный газ и происходят связанные с ним физико-химические процессы (конвективный теплоперенос внутри пористой структуры и вдува газ в пограничный слой).

Рассмотрим конструкцию гипотетического теплозащитного экрана спускаемого аппарата. Чаще геометрия экрана такова, что толщина тепловой защиты намного превосходит характеристический радиус, определяющий площадь миделя. Кроме того, неметаллические материалы обладают значительной пористостью и большим содержанием органических компонентов, являющихся основными источниками образования газообразных продуктов разложения. Среднемассовая фильтрация этих газов к поверхности внутри прококсованного слоя существенно превосходит диффузные потоки в том же направлении, поэтому последними можно пренебречь. Нет достоверных данных по механизму усадки или деформации материалов тепловой защиты, происходящей из-за термических напряжений и действия внешних сил. Поэтому нельзя учесть термическую деформацию и усадку даже в точных теоретических моделях.

Взаимодействие пиролизного газа с пограничным слоем влечет за собой увеличение толщины последнего. Перемешивание пограничного слоя с пиролизным газом может сопровождаться гомогенными реакциями в объеме пограничного слоя. В зависимости от химического состава вдуваемого газа реакции протекают с поглощением или выделением теплоты.

Термическое разложение полимеров представляет собой совокупность многостадийных гомогенных и гетерогенных химических реакций и фазовых превращений. Главной характеристикой процесса является массовая скорость образования газообразных продуктов термодеструкции, отнесенная к единице объема разлагающейся среды $\dot{\omega} = dp/d\tau$. [1]. Из-за слабой изученности нестационарных процессов терморазложения теоретически оценить величину $\dot{\omega}$ с приемлемой для практики точностью на сегодняшний день нереально. Поэтому используются экспериментальные методы и наиболее популярные методы термогравиметрического анализа.

В качестве математической модели процесса термодеструкции обычно используется суммарное обобщенное кинетическое уравнение аррениусовского типа, которое приближенно описывает всю совокупность физико-химических реакций и превращений при терморазложении и содержит ряд обобщенных кинетических параметров. Есть разные представления кинетического уравнения: относительно потери веса исследуемого образца, кажущейся плотности твердой фазы, относительной массы

реагирующего вещества или формы записи кинетическое уравнение используется для вычисления массовой скорости образования газообразных продуктов «.

К факторам, определяющим кинетику термического разложения, относится не только температура T , но и скорость ее изменения или темп нагрева $b = \partial T / \partial \tau$ [2]. Экспериментальные исследования широкого класса полимеров выявили смещение кинетических кривых, т. е. зависимостей уноса массы образцов от температуры, в область высоких температур и деформацию этих зависимостей с ростом темпа нагрева [3]. Поэтому одностадийная модель термодеструкции в общем случае должна включать в себя два уравнения: неравновесной кинетики для зоны физико-химических превращений в материале и зависимость разложения от темпа нагрева.

Таким образом, математическая модель, определяющая пространственно-временное распределение температуры в разлагающемся композиционном материале при его интенсивном нагреве включает две взаимосвязанные нелинейные системы уравнений: краевую задачу и систему обыкновенных дифференциальных уравнений. Решение этих систем должно осуществляться совместно. При этом в силу их нелинейности необходимо привлекать численные методы.

Работа выполнена при финансовой поддержке Гранта Президента РФ для государственной поддержки молодых российских ученых — кандидатов наук, проект № 3517.2018.8.

Литература

- [1] Полежаев Ю.В., Юревич Ф.Б. Тепловая защита. М.: Энергия, 1976. 392 с.
- [2] Шленский О.Ф. Тепловые свойства стеклопластиков. М.: Химия, 1973. 219 с.
- [3] Панкратов Б.М., Полежаев Ю.В., Рудько А.К. Взаимодействие материалов с газовыми потоками. М.: Машиностроение, 1975. 324 с.

STUDY OF NONEQUILIBRIUM KINETICS AND HEAT TRANSFER DURING DESTRUCTION OF HEAT PROTECTIVE COATING

I.A. Rudoi

rudoim@mai.ru

A.V. Morzhukhina

Moscow Aviation Institute (National Research University)

The problem of designing heat shields of modern descent vehicles is considered. The heat transfer in the material of destructible thermal protection and the destruction of the outer layer with the release of pyrolysis gas are studied. The mathematical model of thermal degradation includes two definite equations: the equation of nonequilibrium kinetics for the zone of physicochemical transformations in the material and the dependence of the temperature of the onset of decomposition on the heating rate.

References

- [1] Polezhaev Y., Yurevich F. Thermal protection. M.: Energia, 1976. 392 p.
- [2] Shlensky O. Thermal properties of fiberglass. M.: Khimiya, 1973. 219 p.
- [3] Pankratov B., Polezhaev Y., Rudko A. Material Interaction with gas flows. M.: Mashinostroyeniye, 1975. 324 p.

КОНЦЕПЦИЯ РАЗВЕРТЫВАЕМОГО КРУПНОГАБАРИТНОГО РЕФЛЕКТОРА ОБОДНОГО ТИПА

А.М. Кривошей, В.С. Кухарский, А.Н. Сдобников

a12223a@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Приведены результаты макетирования масштабной модели разворачиваемого космического рефлектора ободного типа. Дано описание созданного действующего макета конструкции разворачиваемого рефлектора в масштабе 1:20 с использованием перспективной технологии 3D-печати. Показаны эффективность и актуальность использования масштабного макетирования для визуализации и отработки механизма разворачивания силового обода рефлектора с помощью тросовой системы. Показан процесс выбора оптимального положения структурной единицы системы раскрытия конструкции.

Возрастающие потребности в трансформируемых рефлекторах с апертурой более 12 м для телекоммуникационных приложений ставят перед разработчиками таких систем задачи поиска наилучших концептуальных решений, отвечающих требованиям минимальной массы, высокой точности отражающей поверхности и необходимой динамической жесткости [1].

На этапе эскизного проектирования и отработки концепции подобных конструкций весьма важен этап макетирования и создания действующей масштабной модели создаваемой конструкции, с помощью которой появляется возможность визуализировать процесс механического поведения при разворачивании конструкции, удостовериться в работоспособности механического привода, оценить эффективность предлагаемой схемы. При этом малозатратным подходом при создании действующего макета разрабатываемой конструкции могут стать современные перспективные технологии так называемой 3D-печати.

В работе рассмотрен вариант топологической схемы конструкции диаметром апертуры 12 м с выбором наиболее рационального конструктивного решения, отвечающего требованиям экспериментальной отработки конструкции и ее функционирования в эксплуатационном режиме. Созданный с использованием технологии 3D-печати действующий макет масштабной модели (М 1:20) рефлектора включает формообразующую структуру (ФОС) отражателя (лицевая и тыльная сети, связанные в узлах растяжками (вантами), определяющими параболическую форму лицевой сети с закрепленным на ней сетеполотном), которая с помощью верхнего и нижнего тросовых шпангоутов закрепляется на 12 стержневых стойках. Образованная таким образом вантово-стержневая система «ФОС + стойки» связана с помощью нижних и верхних растяжек с несущим разворачиваемым кольцевым каркасом (силовым ободом). Силовой обод представляет собой замкнутый многоугольник, состоящий из двенадцати звеньев, шарнирно связанных между собой через двенадцать стоек обода.

Такой вариант структуры рефлектора позволяет масштабировать диаметр рефлектора простым изменением длины линейных звеньев. Топология, число звеньев, их расположение и функциональность остаются неизменными при изменении диаметра конструкции. Такая идея верна, если при увеличении линейных размеров звеньев их момент инерции увеличивается соответственно, так же как движущая сила и жесткость механизмов. Также стоит заметить, что радиальные габариты конструкции в сложенном состоянии изменяются из-за изменения диаметра развернутой конструкции, в то время как высота в сложенном состоянии будет изменяться пропорционально диаметру в развернутом состоянии.

Шарнирно закрепленные на стойках звенья приводятся в движение при развертывании с помощью тросовой системы. Реализован способ проводки тросов через систему роликов и шкивов, расположенных на звеньях, который позволяет создать пару сил с эквивалентным развертываемым моментом, приложенным к каждому звену, что позволяет реализовать управляемое раскрытие силового обода и связанную с ним с помощью растяжек ФОС из сложенного транспортного состояния в рабочую конфигурацию. Макет раскрывается за счет сокращения длины троса. Работа тросовой системы обеспечивается с помощью лебедки, приводимой в движение электромотором.

В развернутом состоянии силовой обод со стойками и системой ФОС представляет собой пространственный многогранник, вписанный в воображаемый цилиндр. При этом стойки обода сонаправлены с осью цилиндра, а звенья расположены в плоскости, перпендикулярной оси. В транспортном состоянии сложенный обод вписан в цилиндр диаметром 100 мм, а в развернутом — диаметром 600 мм, что позволяет определить коэффициент упаковки K макета, равный отношению объема конструкции в транспортном состоянии к объему конструкции в развернутом состоянии:

$$K = \frac{V_{\text{тр}}}{V_{\text{раз}}} = \frac{1}{6} = 0,16.$$

Обеспечение раскрытия обода рефлектора реализуется специальными механизмами — синхронизаторами. Так как раскрытие синхронизировано, то обеспечивается осевая симметрия в течение раскрытия относительно оси описанного цилиндра.

Был спроектирован и изготовлен макет рефлектора уменьшенного размера ($d = 0,6$ м) для демонстрации корректности кинематики раскрытия.

В ходе анализа раскрытия модели была выдвинута идея, что трение между тросом и шкивами влияет на равномерность развертывания звеньев обода конструкции. Было проанализировано это влияние и были предложены конструктивные изменения в конструкцию.

Проектирование элементов макета космического рефлектора проведено в пакете SolidWorks системы CAD. Созданные твердотельные модели имеют достаточно сложную форму, что вызвало необходимость использовать для их изготовления технологию 3D-печати, обеспечивающую необходимую точность и чистоту сопрягаемых поверхностей при необходимой прочности.

3D-печать производилась PLA-пластиком — биоразлагаемым, биосовместимым термопластичным алифатическим полиэфиром, структурная единица которого — молочная кислота. Преимуществами такого пластика являются: размеростабильность получаемых изделий, отличное скольжение деталей (необходимо для некоторых подвижных элементов макета), гладкость поверхности напечатанного изделия [2].

Литература

- [1] Tibert G. Deployable tensegrity structures for space applications: Doctoral thesis / Royal Institute of Technology, Department of Mechanics, Stockholm, Sweden, 2002. 220 p.
- [2] PLA-пластик для 3D-печати [Электронный ресурс]. URL: https://3dtoday.ru/wiki/PLA_plastic/

THE CONCEPT OF A DEPLOYABLE LARGE REFLECTOR

A.M. Krivoshei, V.S. Kuharsky, A.N. Sdobnikov

a12223a@yandex.ru

Bauman Moscow State Technical University

The results of prototyping a scale mockup of a deployable space reflector are presented. A description of the current operating mockup of the deployable reflector in a scale of 1:20 using the advanced 3D printing technology is given. The effectiveness of using large-scale prototyping for visualization and testing the deployment mechanism of the tension truss concept reflector using a cable system is shown. The process of choosing the optimal position of the structural unit of the deployment system is shown.

References

- [1] Tibert G. Deployable tensegrity structures for space applications: Doctoral thesis / Royal Institute of Technology, Department of Mechanics, Stockholm, Sweden. 2002. 220 p.
- [2] PLA-plastic for 3D printing [Electronic resource]. Access: https://3dtoday.ru/wiki/PLA_plastic/

ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЕ ПАНЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКИХ ПЛАТФОРМ С ПОМОЩЬЮ ЭЛЕКТРОНАГРЕВАТЕЛЕЙ

М.А. Городецкий

mikgord@gmail.com

К.В. Михайловский

konst_mi@mail.ru

С.В. Резник

sreznik@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Предложена модель выравнивания температурного поля космической платформы с помощью электронагревателей с дифференцированными распределениями мощности. Проведен анализ чувствительности модели к внешним тепловым воздействиям, воспроизводящим работу дифференцированных нагревателей. Представлена постановка граничной обратной задачи теплопроводности и определены удельные мощности нагревателей, необходимые для равномерного распределения температурного поля панели из композиционного материала.

В ракетно-космической технике широко применяются размеростабильные конструкции, в частности платформы космических аппаратов (КА), рефлекторы космических антенн и другие объекты, главным воздействующим фактором на которые являются внешние тепловые потоки [1–3]. Воздействие внешней тепловой среды на КА быстро меняется вследствие объективных факторов, таких как орбитальное движение КА, изменение ориентации спутника относительно Солнца и Земли [4]. Влияние этих факторов оказывает негативное воздействие на размеростабильность несущей конструкции КА, в том числе и на панели, входящие в состав платформы КА. От правильного выбора методов контроля и регулирования температурных полей зависит напряженно-деформированное состояние поверхностей КА.

Существует несколько способов регулирования температурного поля, один из которых заключается в использовании электронагревателей. Дифференцированные электронагреватели способны изменять мощность нагрева в зависимости от температурных требований к подогреваемой поверхности, комбинируя распределение мощностей. Таким образом, с помощью дифференцированных электронагревателей можно создать регулируемую систему подогрева и вырав-

нивания температуры поверхностей КА, основанную на показаниях температурных датчиков.

Цель настоящей работы состоит в улучшении термостабильности платформ КА за счет применения дифференцированных электронагревателей, а также в уменьшении временных затрат на проектирование в рамках методики определения удельных мощностей нагревателей, необходимых для выравнивания температурного поля на внешней стороне панели КА.

Составной частью проектных исследований является моделирование орбитального движения КА, соответствующего их целевому назначению. Для оценки изменения температурного поля были заданы условия, соответствующие движению по околоземной орбите с параметрами: высота орбиты 514 км, наклонение орбиты $97,4^\circ$, местное время прохождения восходящего узла 6*h*. Тип орбиты — околокруговая (с эксцентриситетом 0,00135), солнечно-синхронная, кратная (период кратности — 14 суток).

Исследуемый фрагмент платформы КА имел форму параллелепипеда трехслойной панели общей толщиной 20 мм, включающей две обшивки из углепластика толщиной 4 мм и заполнителя из пенополиимиды. Моделирование температурного состояния проводилось для представительного элемента конструкции размерами 500×500×20 мм в программном комплексе NX/Nastran с помощью модуля NX/Space Systems Thermal методом Монте-Карло. Исходные данные включали параметры орбиты, ориентацию КА в пространстве, положение Солнца относительно орбиты. Для учета перераспределения излучения от элементов конструкции использовался модуль Radiation. Условия теплового нагружения были определены в модуле Orbital Heating. Использовалась трехмерная сетка с размером элемента 5 мм. Моделирование было проведено на одном витке орбиты с шагом 45 с.

При создании системы подогрева и выравнивания температуры внешних поверхностей КА с помощью электронагревателей необходимо заранее знать, какую удельную мощность требуется сообщить каждому нагревательному элементу. Для этого можно использовать методику оценки удельных мощностей нагревателей, основанную на решении граничной обратной задачи теплопроводности в экстремальной постановке. Представлена постановка граничной обратной задачи теплопроводности определения удельных мощностей нагревателей, необходимых для равномерного распределения температурного поля панели из композиционного материала.

Проанализирована чувствительность модели к внешним тепловым воздействиям, воспроизводящим работу дифференцированных нагревателей. Рассмотрены два случая теплообмена: 1) при воздействии внешних тепловых потоков без нагревателей; 2) при воздействии внешних тепловых потоков с боковыми дифференцированными нагревателями.

Из результатов моделирования определено, что значения температуры на поверхности платформы меняются от $+29^\circ\text{C}$ до $+39^\circ\text{C}$ при воздействии внешних тепловых потоков без нагревателей. Значения температуры на поверхности платформы меняются от $+39^\circ\text{C}$ до $+40^\circ\text{C}$ при воздействии внешних тепловых потоков с дифференцированными нагревателями.

Разработанные методические приемы могут быть полезны на стадии технических предложений по выбору режимов работы электронагревателей для формоустойчивых конструкций КА.

Литература

- [1] Резник С.В. Актуальные проблемы проектирования, производства и испытания ракетно-космических композитных конструкций // Инженерный журнал: Наука и инновации. 2013. № 3 (15). С. 16.

- [2] Резник С.В., Михайловский К.В., Просунцов П.В. Разработка высокотеплопроводных полимерных композиционных материалов для космических конструкций // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. Спец. выпуск Прогрессивные материалы, конструкции и технологии ракетно-космического машиностроения. 2012. С. 98–106.
- [3] Резник С.В., Просунцов П.В., Азаров А.В. Обоснование конструктивно-компоновочной схемы рефлектора зеркальной космической антенны с высокой стабильностью формы и малой погонной плотностью // Инженерно-физический журнал. 2015. Т. 88, № 3. С. 674–680.
- [4] Михайловский К.В., Городецкий М.А. Разработка методики определения и коррекции параметров рабочей орбиты космического аппарата дистанционного зондирования земли // Вестник РУДН. Инженерные исследования. 2017. Т. 18, № 3. С. 361–372.

THERMAL REGULATION OF SPACE PLATFORM PANELS BY USING ELECTRIC HEATERS

M.A. Gorodetsky
K.V. Mikhaylovskiy
S.V. Reznik

mikgord@gmail.com
konst_mi@mail.ru
sreznik@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

A model for regulating the temperature field of the space platform using by electric heaters with differentiated power distributions is proposed. The analysis of the model sensitivity to external thermal influences reproducing the operation of differentiated heaters is carried out. The formulation of the boundary inverse heat conduction problem is presented and the specific power of the heaters necessary for a composite panel temperature field regulation is determined.

References

- [1] Reznik S.V. Actual problems of design, production and testing of rocket-space composite constructions // Engineering Journal: Science and Innovation. 2013. Iss. 3 (15). Pp. 16.
- [2] Reznik S.V., Mikhailovsky K.V., Prosuntsov P.V. Development of high thermal polymer composite materials for space constructions // Vestnik MGTU im. N.E. Bauman. Ser. "Engineering". Spec. release of "Progressive materials, designs and technologies of rocket and space mechanical engineering". 2012. Pp. 98–106.
- [3] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Azarov A.V. Justification of the design-layout scheme of a reflector of a mirror space antenna with high shape stability and low linear density // Engineering Physics Journal. 2015. Vol. 88, No. 3. Pp. 674–680.
- [4] Mikhailovsky K.V., Gorodetsky M.A. Development of methods for determining and correcting the parameters of the working orbit of a spacecraft for remote sensing of the earth // Vestnik RUDN. Engineering research. 2017. Vol. 18, No. 3. Pp. 361–372.

АНАЛИЗ КОМБИНИРОВАННОГО РАДИАЦИОННО-КОНДУКТИВНОГО ТЕПЛООБМЕНА ПРИ ДЕСТРУКЦИИ ПОРИСТОГО УГЛЕРОД-КЕРАМИЧЕСКОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА ТЕПЛОВОЙ ЗАЩИТЫ

Д.Я. Баринов
П.В. Просунцов

dybarinov@gmail.com
pavel.prosuntsov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В работе приводятся физическая и математическая модели для анализа радиационно-кондуктивного теплообмена в пористых углерод-керамических композиционных материалах (УККМ) при их деструкции. Для этого был разработан программный комплекс DMA, основанный на методе конечных элементов (МКЭ), в котором и было проведено моделирование прогрева и деструкции УККМ.

Появляющиеся в последние годы новые концепции высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА) требуют создание новых классов материалов. Среди основных требований к таким материалам стоит отметить высокие механические характеристики и термоокислительную стойкость, линейный и массовый унос материала при этом должен быть минимальным. Этим требованиям отвечают сверхвысокотемпературные керамические материалы (СВТКМ) и УККМ [1]. УККМ состоят из углеродных волокон с покрытием из карбида кремния, при этом пространство между пор может заполняться матрицей. В зависимости от области применения в конструкции ЛА и ожидаемого температурного нагружения УККМ могут быть как сплошными, так и пористыми.

При описании теплопереноса и массообмена в пористых материалах перспективным является многомасштабный подход, в соответствии с которым рассматриваемый материал последовательно изучается на нескольких масштабных уровнях: микроуровне, мезоуровне и макроуровне, при этом выходные характеристики каждого низшего уровня являются исходными данными для более высокого. Характерным объектом на микроуровне является отдельное волокно с покрытием, на мезоуровне — группа, несколько слоев волокон с покрытиями. Макроуровень рассматривает материал как квазианизотропный, используя полученные на мезоуровне эффективные характеристики теплопереноса и деструкции. Анализ каждого масштабного уровня сопровождается созданием модели представительного элемента объема (ПЭО) материала.

Результаты моделирования УККМ с использованием моделей микро- и мезоуровня представлены в [2]. Для описания теплопереноса использовано двумерное нелинейное нестационарное уравнение теплопроводности с соответствующими начальными и граничными условиями. Считается, что деструкция материала сопровождается окислением покрытия волокон из карбида кремния с образованием конденсированного диоксида кремния и окислением углерода волокон с образованием газообразных продуктов. Диоксид кремния может сублимировать с поверхности и протекать вглубь пористого каркаса. Через образующуюся пленку расплава диффундируют газообразные продукты из многокомпонентного пограничного слоя. Для математического описания деструкции использован подход, представленный в [3]. Учитывается, что скорости протекания процессов при деструкции зависят от температуры, давления и концентрации реагирующих веществ. При анализе теплообмена в пористом материале необходимо принимать во внимание радиационный теплообмен внутри каркаса, при этом газовая среда считается оптически прозрачной. Для этого последовательно для всех поверхностей, граничащих с газовой средой, проводится анализ всех элементарных площадок,

для которых рассчитываются эффективный и падающий тепловые потоки, после чего определяются температуры площадок. Особенность анализа теплообмена в деструктирующем материале связана с необходимостью выявлять внутренние свободные поверхности каждый раз при расчете тепловых потоков.

Для решения созданной математической модели был разработан программный комплекс DMA (Destructive Material Analysis), в основе которого лежит МКЭ [4]. Программный комплекс позволяет проводить моделирование прогрева и деструкции различных классов материалов, в том числе пористых УККМ. Конечно-элементные сетки рассматриваемых ПЭО состоят из треугольных трехузловых конечных элементов, при этом для построения равномерной сетки ограничиваются максимальный и минимальный размеры элементов. Расчет теплопереноса и анализ фазового состава ПЭО при деструкции проводятся для каждой итерации по времени. Для сокращения времени вычислений при сохранении высокой точности применяется адаптивный временной шаг расчета, зависящий от максимального изменения температуры и степени превращения материала между итерациями. Для расчета деструкции в программный комплекс включен модуль, позволяющий в зависимости от состояния и типа конечных элементов определить скорости окисления и сублимации карбида кремния. В состав комплекса включен модуль, предназначенный для анализа комбинированного радиационно-кондуктивного теплообмена в пористом объеме деструктирующего материала. Для вычисления взаимных угловых коэффициентов применен метод натянутых нитей.

Проведено моделирование прогрева и деструкции пористого УККМ, состоящего из покрытых карбидом кремния углеродных волокон различной плотности. Представлен анализ полей температуры и фазового состава материала для различных моментов времени и показан вклад радиационного теплопереноса в формирование температурных полей в ПЭО.

Литература

- [1] Богачев Е.А., Тимофеев А.Н. Свойства конструкционного окислительно-стойкого композиционного материала с карбидокремниевой матрицей из газовой фазы монометилсилана для изделий авиакосмической техники // Труды конференции «Высокотемпературные керамические композиционные материалы и защитные покрытия», ФГУП ВИАМ, 2014.
- [2] Barinov D.Ya., Prosuntsov P.V. Modelling the heating and ablation of carbon-ceramic composite materials of various density // AIP Conference Proceedings 2135, 020008 (2019).
- [3] Горский В.В., Гордеев А.Н., Дудкина Т.И. Расчетно-теоретическая модель азотермохимической деструкции карбида кремния, омываемого высокотемпературным потоком воздуха // Теплофизика высоких температур. 2012. Т. 50. № 5. С. 692–699.
- [4] Баринов Д.Я., Просунцов П.В. Моделирование деструкции углерод-керамического композиционного материала // Тепловые процессы в технике. 2018. Т. 10. № 5–6. С. 198–206.

ANALYSIS OF COMBINED RADIATION-CONDUCTIVE HEAT TRANSFER DURING DESTRUCTION OF POROUS CARBON-CERAMIC COMPOSITE MATERIAL OF THERMAL PROTECTION

D.Ya. Barinov
P.V. Prosuntsov

dybarinov@gmail.com
pavel.prosuntsov@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

The paper presents physical and mathematical models for the analysis of radiation-conductive heat transfer in porous carbon-ceramic materials (CCM) during their destruction. For this,

the DMA software package was developed, based on the finite element method (FEM), in which the heating and destruction of the CCM were simulated.

References

- [1] Bogachev E.A., Timofeev A.N. Svoystva konstruktivnogo oksidostojkogo kompozitsionnogo materiala s karbidokremnievoj matritsej iz gazovoj fazy monometilsilana dlya izdelij aviakosmicheskoy tekhniki [Properties of constructional oxidation-resistant composite material with silicon-carbide matrix from the gas phase of monomethylsilane for aerospace products] // Trudy konferentsii «Vysokotemperaturnye keramicheskie kompozitsionnye materialy i zashhitnye pokrytiya» [Proceedings of the conference “High-temperature ceramic composites and protective coatings”], FSUE “All-Russian Scientific Research Institute of Aviation Materials”, 2014.
- [2] Barinov D.Ya., Prosuntsov P.V. Modeling the heating and ablation of carbon-ceramic composite materials of various density // AIP Conference Proceedings 2135, 020008 (2019).
- [3] Gorskii V.V., Dudkina T.I., Gordeev A.N. Aerothermochemical destruction of silicon carbide washed by a high-temperature flow of air // High Temperature. 2012. Vol. 50, no 5. Pp. 646–652.
- [4] Barinov D.Y., Prosuntsov P.V. Modelirovanie destrukcii uglerod-keramicheskogo kompozitsionnogo materiala [Simulation of the destruction of carbon-ceramic composite material] // Teplovy protsessy v tekhnike — Thermal processes in engineering. 2018. Vol. 10, No. 5–6. Pp. 198–206.

МЕЖДИСЦИПЛИНАРНЫЙ ПОДХОД К ПРОЕКТИРОВАНИЮ КОМПОЗИТНОЙ КОНСТРУКЦИИ КРЫЛА МНОГОРАЗОВОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ТУРИСТИЧЕСКОГО КЛАССА

Е.Р. Ашихмина
П.В. Просунцов

ashikhmina.ekaterin@gmail.com
pavel.prosuntsov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Разработка крыла многоразового космического аппарата туристического класса является сложной междисциплинарной задачей. В связи с этим существует необходимость в создании методики проектирования композитного крыла, которая учитывает взаимосвязь и взаимное влияние процессов, которые происходят при его эксплуатации. Такая методика позволит выбрать рациональное конструктивно-технологическое решение, обеспечивающее повышение массовой и экономической эффективности, аэродинамических характеристик, обеспечение теплового режима и технологичности конструкции. В данной работе применен междисциплинарный подход для проектирования композитного крыла суборбитального аппарата «Одуванчик», разрабатываемого в МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Космический туризм играет важную роль в развитии космической отрасли. В настоящее время в разработку средств перевозки пассажиров в космос — многоразовых космических аппаратов туристического класса (МКА ТК) — вовлечены более 40 частных компаний и научных коллективов [1]. С экономической точки зрения? более привлекательными являются суборбитальные туристические полеты в космос, что связано с более низким уровнем аэродинамических нагрузок и менее строгими требованиями к здоровью пассажиров, чем в орбитальном полете.

В МГТУ им. Н.Э. Баумана в течение нескольких лет разрабатывается суборбитальный крылатый МКА ТК «Одуванчик» [1–4]. Самолетная схема обеспечивает ему высокое аэродинамическое качество, что обуславливает комфортные условия полета, высокую маневренность и низкие перегрузки. Одним из конструктивных элементов, в значительной степени определяющим массовую эффективность МКА ТК, является

крыло. К крылу предъявляются противоречивые требования, при этом наряду с высокой прочностью, жесткостью и надежностью необходимо обеспечить его низкие стоимость и массу. Поэтому в его конструкции предлагается использовать гибридные полимерные композиционные материалы, сочетающие в своем составе два и более армирующих наполнителя, и сотовый наполнитель [3].

Для получения рационального конструктивно-технологического решения крыла МКА ТК необходим комплексный междисциплинарный подход, в рамках которого предполагается проведение оптимизации всех основных элементов конструкции крыла по критериям, определяющим его массовое совершенство с точки зрения различных процессов, происходящих при его эксплуатации.

При оптимизации траекторных параметров МКА ТК решается задача управления его движением и определяются программные углы тангажа и крена, позволяющие минимизировать перегрузки, действующие на аппарат. Решение данной задачи позволяет найти аэродинамические и массово-инерционные нагрузки, воздействующие на конструкцию. При комплексной аэродинамической оптимизации крыла, в рамках которой выполняется анализ трехмерного обтекания МКА ТК, такими параметрами становятся угол стреловидности, удлинение, ширина и высота концевой и корневой хорд и форма кромки крыла, обеспечивающие достаточность подъемной силы на этапе посадки и максимизирующие качество крыла при его минимальной площади. Данная задача решается последовательно с использованием параметрической оптимизации и оптимизации на основе метода сопряженных градиентов. Проектирование обшивки крыла с минимальной массой и максимальной прочностью и жесткостью требует проведения анализа напряженно-деформированного состояния и параметрической оптимизации набора материалов, толщин и углов укладки слоев гибридного полимерного композиционного материала. А при решении задачи минимизации массы силового набора крыла используется топологическая оптимизация их формы и искомым параметром становится распределение плотности материала в области проектирования. Наконец, при выборе рационального распределения толщины слоя тепловой защиты по поверхности крыла необходимо проводить моделирование температурного состояния крыла МКА ТК и находить толщины слоев теплозащитного материала для различных участков конструкции. Важно понимать, что проектирование конструкции крыла представляет собой сложный итерационный процесс, в рамках которого при получении на последующем этапе проектирования варианта конструкции, не совместимого с результатами предыдущих этапов, возможны коррекция условий и ограничений и возврат к более ранним этапам проектирования.

Применение такого междисциплинарного подхода к проектированию формы и конструкции крыла позволит создать МКА ТК, обладающим высоким аэродинамическим и конструктивно-технологическим совершенством.

Литература

- [1] Резник С.В. Актуальные проблемы проектирования, производства и испытания ракетно-космических композитных конструкций // Инженерный журнал: Наука и инновации. 2013. № 3 (15). 16 с.
- [2] Агеева Т.Г., Дудар Э.Н., Резник С.В. Комплексная методика проектирования конструкции крыла многоразового космического аппарата // Авиакосмическая техника и технология. 2010. № 2. С. 3–8.
- [3] Агеева Т.Г., Ашихмина Е.Р., Просунцов П.В. Оптимизация структуры гибридного композиционного материала для обшивки крыла многоразового космического аппарата туристического класса // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2018. № 1. С. 4–19.
- [4] Ашихмина Е.Р., Агеева Т.Г., Просунцов П.В. Анализ температурного состояния и разработка тепловой защиты крыла многоразового космического аппарата туристического класса из гибридного композиционного материала // Тепловые процессы в технике. 2018. Т. 10. № 5-6. С. 266–273.

MULTI-DISCIPLINARY APPROACH TO DESIGN OF COMPOSITE WING STRUCTURE FOR TOURIST CLASS REUSABLE SPACE VEHICLE

E.R. Ashikhmina

ashikhmina.ekaterin@gmail.com

P.V. Prosuntsov

pavel.prosuntsov@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

The development of a wing of the tourist class reusable space vehicle is a complex multi-disciplinary task. Therefore, the optimal design methodology for composite wing is required that includes interaction and coupling of the processes occurring in operation. Such methodology allows to obtain design and technology solution that ensures increase of weight and cost efficiency, improve aerodynamic performance, control the thermal behavior and enhance the structure manufacturability. In this study, the multi-disciplinary approach is suggested for composite wing design of tourist class reusable space vehicle that are being developed in Bauman University.

References

- [1] Reznik S.V. Topical problems of rocket-space composite structures designing, production and testing // Engineering Journal: Science and Innovation. 2013. No. 3 (15). 16 p.
- [2] Ageeva T.G., Dudar E.N., Reznik S.V. Complex approach to the wing construction design for reusable spacecraft // Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya. 2010. No. 2. Pp. 3–8.
- [3] Ageyeva T.G., Ashikhmina E.R., Prosuntsov P.V. Optimization of hybrid composite material structure for wing skin of tourist class reusable space vehicle // Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinost. [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ, Mech. Eng.]. 2018. No. 1. P. 4–19.
- [4] Ashikhmina E.R., Ageeva T.G., Prosuntsov P.V. Temperature state analysis and design of thermal protection of a tourist class space shuttle wing from hybrid composite material // Thermal Processes in Engineering. 2018. Vol. 10, No. 5–6. Pp. 266–273.

ОПТИМИЗАЦИЯ КОМПОЗИТНОГО КРЫЛА ЛЕГКОГО САМОЛЕТА

Пху Вэй Аунг¹

thzr093@gmail.com

О.В. Татарников^{1,2}

tatarnikov@rea.ru

Найнг Лин Аунг¹

nainglinaung.cm13@gmail.com

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² Российский экономический университет имени Г.В. Плеханова

Представлены результаты оптимизации композитного крыла лонжеронного типа легкого самолета К-8. Задача оптимизации была решена с использованием двух критериев: минимального веса крыла и минимальной стоимости. Анализ напряженно-деформированного состояния и устойчивости крыла и его конструктивных элементов проводился с использованием программного комплекса FEMAP.

Применение композитов позволяет существенно снизить вес крыла самолета не только по причине низких значений удельной прочности и жесткости этих материалов, но и за счет оптимального выбора структурных параметров композитов [1].

Вес конструкции является одним из основных критериев при проектировании самолета. Вторым важным критерием, значение которого особенно велико при разработке коммерческих самолетов, является стоимость. Предполагая взаимную независимость этих критериев, задача оптимизации композиционного крыла самолета

рассматривалась в многокритериальной постановке. В качестве параметров многокритериальной оптимизации принимались конструктивные геометрические параметры, такие как углы ориентации армирующих слоев и их толщины, а также вид композиционного материала для каждого конструктивного элемента крыла [2].

Достижение оптимальных упругих и прочностных характеристик силовых элементов конструкции крыла связано, прежде всего, с выбором углов ориентации слоев композиционного материала. В данном исследовании были рассмотрены четыре последовательности укладки слоев композита:

- 1) $45^\circ, -45^\circ, 90^\circ, 0^\circ, 90^\circ, 0^\circ, -45^\circ, 45^\circ$;
- 2) $45^\circ, -45^\circ, 0^\circ, -45^\circ, 45^\circ$;
- 3) $90^\circ, 0^\circ, 90^\circ$;
- 4) 0° .

Толщина монослоя принималась равной 0,125 мм. Суммарные толщины пакетов монослоев для рассмотренных конструктивных элементов изменялись дискретно в диапазоне от 2 мм до 5 мм с шагом 1 мм. Таким образом, независимо от углов ориентации композитный пакет включал соответственно: при толщине 2 мм — 16 монослоев, при толщине 3 мм — 24 монослоев, при толщине 4 мм — 32 монослоя и при толщине 5 мм — 40 монослоев. Предполагалось, что все слои располагаются симметрично относительно срединного слоя с ориентацией 0° .

В данной работе рассматривалось трапецевидное коническое крыло с двухлонжеронной конструктивной схемой. Корневая хорда композитного крыла составляет 2412 мм, а хорда кромки крыла — 1122 мм. Профиль крыла соответствовал конструкции NASA-64A010.

Основными конструктивными элементами крыла являются набор лонжеронов, набор нервюр и обшивка. Передний лонжерон расположен на расстоянии 20 % длины хорды от передней кромки крыла, соответственно задний лонжерон расположен на 70 % от передней кромки крыла. В дополнение к основным конструктивным элементам крыла жесткость конструкции обеспечивалась 10 поперечными силовыми ребрами с фиксированным шагом 410,5 мм.

В качестве композитных монослоев были рассмотрены два вида материалов: углепластик (Carbon-epoxy T300/N5208) и стеклопластик (E-Glass).

Для определения оптимальных конструктивных параметров крыла последовательно были проведены расчеты с использованы двух расчетных моделей: каркасной модели крыла, включающей наборы лонжеронов и нервюр, и полная модель крыла, включавшая каркас конструкции и обшивку.

Сначала проводился анализ деформации каркаса крыла. Целью этих расчетов было определение оптимальной слоистой структуры лонжеронов и нервюр. В результате были определены оптимальные конструктивные параметры каркаса крыла: толщина переднего и заднего лонжеронов составила 4 мм и 5 мм с ориентацией всех монослоев $+45^\circ, -45^\circ, 0^\circ, -45^\circ, +45^\circ$. Для нервюр определена толщина 2 мм с ориентацией монослоев в пакете: $+45^\circ, -45^\circ, 0^\circ, -45^\circ, +45^\circ$.

На втором этапе была определена оптимальная слоистая структура обшивки крыла.

При анализе напряженно-деформированного состояния крыла распределенная аэродинамическая нагрузка была приложена к нижней обшивке крыла. Параметры аэродинамической нагрузки, действующей на крыло, определялись на основе подхода, разработанного Житомирским [3].

Выбор материалов для конструктивных элементов крыла проводился с использованием двух критериев: минимального веса крыла и минимальной стоимости.

В результате исследования была определена оптимальная конструкция крыла со следующими параметрами:

- обшивка — стеклопластик толщиной 3 мм, с ориентацией всех слоев 0° ;
- передний и задний лонжероны — углепластик толщиной 4 и 5 мм, с ориентацией всех слоев $+45^\circ$, -45° , 0° , -45° , $+45^\circ$;
- нервюры — углепластик толщиной 2 мм, со схемой ориентации слоев $+45^\circ$, -45° , 0° , -45° , $+45^\circ$.

При поверочных расчетах, проводимых с использованием полной модели крыла, были подтверждены запасы прочности для основных конструктивных элементов, а также запас устойчивости элементов конструкции, находящихся в условиях деформации сжатия.

Литература

- [1] Солошенко В.Н., Попов Ю.И. Концептуальное проектирование конструкции кессона крыла из композиционных материалов среднемагистрального самолета // Вестник Московского авиационного института. 2013. Т. 20. № 1. С. 16–30.
- [2] Бирюк В.И., Нгуен Хонг Фонг. Влияние анизотропии композиционной конструкции панелей на снижение веса крыла большого удлинения // Наукоемкие технологии. 2014. Т. 15, № 7. С. 14–20.
- [3] Житомирский Г.И. Конструкция самолетов. М.: Машиностроение, 2005. 406 с.

OPTIMIZATION OF LIGHT AIRCRAFT COMPOSITE WING

Phyo Wai Aung¹

O.V. Tatarnikov^{1,2}

Naing Lin Aung¹

thzr093@gmail.com

tatarnikov@rea.ru

nainglinaung.cm13@gmail.com

¹ Bauman Moscow State Technical University

² Plekhanov Russian University of Economics

This paper presents the results of optimization of the composite wing spar type of light aircraft K-8. The optimization problem was solved by using two criteria: minimum wing weight and minimum cost. The stress-strain state and buckling analysis of the wing and its structural elements was carried out in the FEMAP software package.

References

- [1] Soloshenko V.N., Popov U.I. 2013 Conceptual design of the wing caisson construction from composite materials of medium-haul aircraft // Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta. 2013. Vol. 20, No. 1. Pp. 16–30.
- [2] Biryuk V.I., Nguyen Hong Fong 2014 The effect of the anisotropy of the composite panel design on reducing weight of a large elongation wing // Naukoyomkiye tekhnologii. 2014. Vol. 15. Pp. 14–20.
- [3] Zhitomirskii G.I. 2005 Konstruktsiya samoletov [The design of the aircraft]. M.: Mashinostroyeniye, 2005. 406 p.

ВЫБОР ОПТИМАЛЬНОЙ КОНСТРУКТИВНО-СИЛОВОЙ СХЕМЫ КРЫЛА БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Найнг Лин Аунг¹

Пху Вэй Аунг¹

О.В. Татарников^{1,2}

nainglinaung.cm13@gmail.com

thzr093@gmail.com

tatarnikov.ov@rea.ru

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² Российский экономический университет имени Г.В. Плеханова

Рассмотрена оптимальная схема конструкции крыла беспилотного летательного аппарата (БПЛА) под действием аэродинамической нагрузки на крыло. Рассмотрены различные конструктивно-силовые схемы (КСС): двухлонжеронная и трехлонжеронная схема. Оптимальная схема крыла была выбрана с помощью метода оптимизации двух критериев: минимальной массы и минимального прогиба крыла.

Одним из важнейших этапов проектирования крыла БПЛА является выбор оптимальной КСС по критериям минимальной массы и прогиба. Снижение массы крыла БПЛА играет важную роль при проектировании крыла БПЛА. Одним из эффективных способов снижения веса крыла БПЛА является применение композиционных материалов.

Для определения аэродинамических нагрузок, действующих на крыло БПЛА, полетные случаи делятся на A, A', B, C, D, D' . В полетном случае A БПЛА совершат криволинейный полет на больших положительных углах атак, соответствующих максимально-му коэффициенту подъемной силы [1].

Объектом данной работы является прямое крыло БПЛА типа Hermes 450. Геометрические модели крыла БПЛА были созданы с использованием программного комплекса SolidWorks. В двухлонжеронной схеме крыла передний лонжерон расположен на 20, 25, 30 % хорды крыла, а задний — на 60, 65, 70 % хорды. Для трехлонжеронной схемы крыла передний лонжерон расположен на 10, 15 % хорды, средний — на 35, 40, 50 %, а задний — на 65, 75 % [2]. Размещение шага нервюры играет между расстояниями 300...400 мм для всей схем конструкции крыла. При выборе оптимальной схемы крыла рассмотрены 28 вариантов с различными положениями лонжеронов и нервюры. Для всех вариантов схемы крыла использован однонаправленный углепластик T800H/Ероху [3]. Расчет выполнен с помощью метода линейного анализа в программном комплексе Femap.

Метод оптимизации Парето использован для выбора оптимальной схемы конструкции крыла по сравнениям критериев массы и прогиба. По полученным результатам выбрана оптимальная двухлонжеронная схема крыла, в котором передний лонжерон расположен 30 % хорды крыла, задний лонжерон — на 60 % хорды крыла и расстояние нервюры составляет 400 мм.

Литература

- [1] Чепурных И.В. Прочность конструкций летательных аппаратов: учеб. пособие. Комсомольск-на-Амуре: ФГБОУ ВПО «КНАГТУ», 2013. 137 с.
- [2] Михаловский К.В., Барановски С.В. Методика проектирования крыла из полимерных композиционных материалов на основе параметрического моделирования. Часть 2. Проектирование силовой конструкции // Известия высших учебных заведений. Сер. Машиностроение. 2016. № 12 (681). С. 106–116.
- [3] Смердов А.А., Буянов И.А., Чунов И.В. Анализ оптимальных сочетаний требований к разрабатываемым углепластикам для крупногабаритных ракетно-космических конструкций // Известия высших учебных заведений. Сер. Машиностроение. 2016. № 8. С. 70–78.

SELECTION OF THE OPTIMAL WING STRUCTURE SCHEME FOR THE UNMANNED AERIAL VEHICLE

Naing Lin Aung¹
Phyo Wai Aung¹
O.V. Tatarnikov^{1,2}

nainglinaung.cm13@gmail.com
thzr093@gmail.com
tatarnikov.ov@rea.ru

¹ Bauman Moscow State Technical University

² Plekhanov Russian University of Economics

This article considers the optimal scheme for the design of the wing of an unmanned aerial vehicle (UAV) under the influence of aerodynamic load on the wing. Various constructive-power schemes (KSS) are considered: two-spar and three-spar scheme. The optimal wing scheme was chosen using the optimization method of two criteria: minimum mass and minimum deflection of the wing.

References

- [1] Chepurnykh I.V. Strength of aircraft structures: studies. benefit. Komsomolsk-on-Amur: KNAGTU, 2013. 137 c.
- [2] Mikhailovskii K.V., Baranovski S.V. The Methods of Designing a Polymer Composite Wing Using Parametrical Modeling. Part II. Design of the Load Bearing Structure // Proceedings of Higher Educational Institutions. Machine Building. 2016. No. 12 (681). P. 106–116.
- [3] Smerdov A.A., Buyanov I.A., Chudnov I.V. Analysis of optimal combinations of requirements to the developed carbon fiber for large-size rocket and space structures // Proceedings of higher educational institutions. Engineering. 2016. No. 8. P. 70–78.

АНАЛИЗ ПРОЦЕССА ТЕПЛОПЕРЕНОСА В ПОРИСТЫХ УГЛЕРОД-КЕРАМИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛАХ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ УПРОЩЕННЫХ МОДЕЛЕЙ

Н.Ю. Тараскин

trzzz@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проведено исследование радиационно-кондуктивного теплообмена в пористых углерод-керамических материалах. Анализируются результаты, полученные при использовании моделей представительного элемента объема материала, на основе данных рентгеновской компьютерной томографии и упрощенных моделей с регулярной структурой. Дается сравнение результатов математического моделирования теплопередачи с данными экспериментальных исследований эффективного коэффициента теплопроводности пористых углерод-керамических материалов.

В настоящее время актуальной и сложной научно-технической задачей является создание надежной, допускающей многократное применение и эффективной в весовом отношении системы тепловой защиты (ТЗП) спускаемых аппаратов новых пилотируемых космических кораблей. В качестве материалов, устойчивых к действию высокоэнтальпийного потока, могут быть использованы углерод-керамические материалы (УККМ) с различной пористостью [1]. При этом весовые характеристики ТЗП во многом определяются его основной эксплуатационной характеристикой — теплопроводностью в зависимости от температуры. Следует иметь в виду, что в пористом УКММ протекает комбинированный радиационно-кондуктивный перенос энергии, который

может быть интегрально охарактеризован эффективным коэффициентом теплопроводности [2]. Для создания перспективных пористых материалов для ТЗП, эксплуатирующихся в широком диапазоне температур, необходимо находить правильный баланс между тепловым потоком, проходящим за счет теплопроводности по твердой фазе, и радиационным потоком в порах материала.

Объективная информация о структуре пористого УККМ может быть получена при исследовании его структуры методами компьютерной томографии. Были исследованы микроструктуры УККМ плотностью от 1200 до 1800 кг/м³, построены геометрические модели представительных элементов объема (ПЭО) и определены их эффективные коэффициенты теплопроводности. Однако томографическое исследование структуры УККМ является достаточно сложным, длительным и дорогостоящим процессом. Моделирование радиационно-кондуктивного теплообмена в таких ПЭО требует создания сложных конечно-элементных моделей и больших затрат вычислительных ресурсов. Кроме того, томография не может использоваться на этапе проектирования новых материалов.

Целью настоящей работы является построение упрощенных моделей структуры ПЭО пористых УККМ, которые будут отражать основные особенности теплопереноса в них, позволят расчетным путем на этапе разработки материалов предсказывать их характеристики для любой заданной пористости и будут значительно экономичнее с точки зрения расходования вычислительных ресурсов.

Для построения таких упрощенных моделей необходимо связать параметры микроструктуры пористого материала с плотностью радиационного потока энергии в порах. Дело в том, что даже при одинаковой пористости материала интенсивность радиационного теплопереноса может значительно варьироваться, так как она существенно зависит от целого ряда параметров микроструктуры, таких как форма пор и их распределение по размеру. Особенно важным параметром является отношение суммарной площади поверхности пор к единице объема пористого материала, которое описывается таким критерием подобия, как радиационное число Нуссельта [3]. В него входят пористость материала, отношение площади поверхности пор к единице объема, температура и излучательная способность материала.

Для пористых УККМ была получена статистика параметров микроструктуры материала, таких как пористость, размеры пор и геометрический фактор вытянутости пор (отношение длины наибольшей проекции к максимальному размеру проекции, ей перпендикулярной), плотность площади поверхности пор. На основе этих данных были созданы упрощенные модели ПЭО материала с порами регулярной формы. Размеры ПЭО, размер, форма и взаимное пересечение пор выбраны таким образом, чтобы, с одной стороны, отражать геометрические параметры реальной микроструктуры, а с другой — обеспечивать эквивалентность кондуктивного и радиационного теплообмена для упрощенной и томографической моделей. Результаты математического моделирования теплопереноса в ПЭО сравниваются с данными экспериментальных исследований эффективного коэффициента теплопроводности пористых углерода-керамических материалов.

Литература

- [1] Reznik S.V., Prosuntsov P.V. and Mikhailovsky K.V. Prediction of thermophysical and thermomechanical characteristics of porous carbon–ceramic composite materials of the heat shield of aerospace craft // J Eng Phys Thermophy. 2015. Vol. 88, No. 3. Pp. 594–601.
- [2] Prosuntsov P.V. and Taraskin N.Yu. Theoretical and numerical characterization of the thermal physical properties of carbon ceramic material // MATEC Web of Conferences. 2016. Vol 72. 7 p.
- [3] Vignoles G.L. A hybrid random walk method for the simulation of coupled conduction and linearized radiation transfer at local scale in porous media with opaque solid phases // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2016. Vol. 93. Pp. 707–719.

HEAT TRANSFER PROCESS ANALYSIS IN POROUS CARBON-CERAMIC MATERIALS USING SIMPLIFIED MODELS

N.Yu.Taraskin

trzzz@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

Radiative-conductive heat exchange in porous carbon-ceramic materials is investigated. The results we obtained with representative volume element models, based on x-ray tomography data, and simplified models with regular structure are analyzed. The results of simulation of heat transfer process are compared with experimental data on the effective coefficient of thermal conductivity of porous carbon-ceramic materials.

References

- [1] Reznik S.V., Prosuntsov P.V. and Mikhailovsky K.V. Prediction of thermophysical and thermomechanical characteristics of porous carbon–ceramic composite materials of the heat shield of aerospace craft // J Eng Phys Thermophy. 2015. Vol. 88, No. 3. Pp. 594–601.
- [2] Prosuntsov P.V. and Taraskin N.Yu. Theoretical and numerical characterization of the thermal physical properties of carbon ceramic material // MATEC Web of Conferences. 2016. Vol. 72. 7 p.
- [3] Vignoles G.L. A hybrid random walk method for the simulation of coupled conduction and linearized radiation transfer at local scale in porous media with opaque solid phases // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2016. Vol 93. Pp. 707–719.

РАЗРАБОТКА СИЛОВОЙ КОНСТРУКЦИИ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ СПУСКАЕМЫХ АППАРАТОВ ИЗ УГЛЕРОД-КЕРАМИЧЕСКИХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Н.Ю. Тараскин

trzzz@mail.ru

В.Л. Григорьева

vg411@bk.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В работе проведен анализ характеристик углерод-керамических композиционных материалов, создана базовая конечно-элементная модель теплозащитного покрытия и проведена топологическая оптимизация. По результатам оптимизации разработаны силовые структуры теплозащитного покрытия и оценены их прочностные характеристики и весовая эффективность. Разработана общая структура теплового щита с учетом теплозащитного покрытия.

В наши дни ведущие космические державы работают над созданием космических кораблей нового поколения. Одним из основных требований к спускаемым аппаратам (СА) будущего является возможность многоразового использования, чтобы обеспечить возможность полетов не только к МКС, но также к Луне и Марсу. Углерод-керамические композиционные материалы (УККМ) являются интересным вариантом для использования в теплозащитных покрытиях (ТЗП) СА, так как они способны выдерживать высокотемпературный тепловой поток и температуры выше 2000 °С. Эффективность УККМ в качестве ТЗП уже была обоснована [1]. Еще одним преимуществом УККМ является их способность нести на себе силовые нагрузки. Углеродные волокна придают материалу хорошие механические характеристики [2], а керамическая матрица защищает углеродный каркас от окисления и выгорания при высоких температурах. Таким образом, образуется возможность включить ТЗП в силовую структуру СА, что поможет

экономить вес и пространство по сравнению с традиционными схемами, где ТЗП выполняет исключительно теплозащитную функцию.

Для проведения топологической оптимизации была создана базовая геометрическая модель, состоящая из двух слоев. Первый являлся внешним слоем, он должен оставаться монолитным, так как принимает на себя основной тепловой поток. Над вторым проводилась топологическая оптимизация. На данной глубине покрытия нет необходимости использовать плотный УККМ с точки зрения тепловых расчетов [3], так как более пористый материал обладает меньшей теплопроводностью и мешает прохождению теплоты вглубь материала. Однако, пористый УККМ уже не обладает достаточными механическими характеристиками, поэтому из плотного УККМ требуется создать ребра жесткости, в ниши между которыми можно поместить менее плотный УККМ.

В качестве граничных условий использована заделка по периметру щита, в центре щита поддержки нет, так как оценивалась несущая способность исключительно ТЗП без вспомогательной силовой структуры аппарата. Внешнее давление принято 10 МПа.

По результатам топологической оптимизации были построены несколько геометрических моделей силовых структур. На их основе созданы конечно-элементные модели и проведен прочностной расчет. Оценены несущая способность и весовая эффективность ТЗП из УККМ. Показано, что помимо УККМ необходимо использовать дополнительный каркас для придания конструкции прочности.

Литература

- [1] Reznik S.V. Prediction of thermophysical and thermomechanical characteristics of porous carbon-ceramic composite materials of the heat shield of aerospace craft / S.V. Reznik, P.V. Prosuntsov, K.V. Mikhailovskii // Journal Of Engineering Physics And Thermophysics. 2015. Vol. 88. No. 3.
- [2] Narottam P.B. Handbook of Ceramic Composites. Boston: Kluwer academic publishers, 2005. 554 p.
- [3] Prosuntsov P.V. Theoretical and Numerical Characterization of the Thermal Physical Properties of Carbon Ceramic Material / P.V. Prosuntsov, N.Y. Taraskin // Matec Web of Conferences, 2016. Vol. 72. P. 010929.

DEVELOPMENT OF POWER STRUCTURE OF HEAT PROTECTIVE COATING OF LIFTED APPARATUS FROM CARBON-CERAMIC COMPOSITE MATERIALS

N.Yu. Taraskin
V.L. Grigoryeva

trzzz@mail.ru
vg411@bk.ru

Bauman Moscow State Technical University

The paper analyzes the characteristics of carbon-ceramic composite materials, creates a basic finite element model of a heat-shielding coating, and performs topological optimization. Based on the optimization results, the power structures of the heat-shielding coating were developed and their strength characteristics and weight efficiency were evaluated. The general structure of the heat shield was developed taking into account the heat-shielding coating.

References

- [1] Reznik S.V. Prediction of thermophysical and thermomechanical characteristics of porous carbon-ceramic composite materials of the heat shield of aerospace craft / S.V. Reznik, P.V. Prosuntsov, K.V. Mikhailovskii // Journal Of Engineering Physics And Thermophysics. 2015. Vol. 88. No. 3.

- [2] Narottam P.B. Handbook of Ceramic Composites // Kluwer academic publishers, Boston, 2005. 554 p.
- [3] Prosuntsov P.V. Theoretical and Numerical Characterization of the Thermal Physical Properties of Carbon Ceramic Material / P.V. Prosuntsov, N.Y. Taraskin // Matec Web of Conferences. 2016. Vol. 72. P. 010929.

ВЫБОР ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ОСНОВНЫХ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КРЫЛА ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ ТОПОЛОГИЧЕСКОЙ ОПТИМИЗАЦИИ

С.В. Барановски
К.В. Михайловский

serg1750@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Работа посвящена актуальной задаче проектирования летательных аппаратов из композиционных материалов — выбору и оптимизации конструктивных параметров силовых элементов крыла из углепластика под действием эксплуатационных нагрузок на основе метода топологической оптимизации. Получены массово-геометрические характеристики элементов крыла, проанализированы укладки, оптимизированные под эксплуатационные нагрузки. Рассмотрены наиболее нагруженные зоны крыла и возможные варианты усиления конструкции.

При проектировании различных конструкций их геометрический облик формировался согласно широкому спектру требований, таких как прочность, устойчивость, аэродинамика, возможность изготовления, цена и множества прочих. Однако распределение материала в изделиях зачастую нерационально и неоптимально ввиду ограниченности методов и способов проектирования, а также изготовления. С развитием техники и технологий стало возможно создание ранее недоступных структур, деталей сложной уникальной формы, рассчитанных с помощью новейших систем автоматизированного проектирования и методов математического моделирования. К ним относится топологическая оптимизация (ТО), которая расширяет границы проектирования и дает возможность получить значительный выигрыш в весе при обеспечении остальных необходимых характеристик будущего изделия.

С помощью топологической оптимизации решаются задачи аэроупругости, рассматривающие устойчивость обшивок под действием статических и динамических нагрузок [1], проводятся исследования по оптимизации геометрии всего изделия [2]. Также, ТО применяется на этапе проектных расчетов с использованием методов моделирования с помощью конечных элементов совместно с базовыми алгоритмами проектирования конструкции для определения компоновочной схемы и габаритов будущего изделия [3].

При проектировании с помощью ТО применяются различные подходы, например оптимизируемое изделие разбивается на несколько связанных областей, каждая из которых рассчитывается в отдельности [4]. На основе изложенного логично констатировать, что ТО, позволяющая получить конструкции с лучшими характеристиками, будет являться одним из основных инструментов при проектировании различного рода конструкций. Таким образом, применение данного инструмента при разработке методики проектировании крыла позволит повысить характеристики конечного изделия.

В качестве объекта исследования рассматривалось стреловидное крыло со спрямленным участком, с несимметричным аэродинамическим профилем, с разма-

хом 35 м среднемагистрального пассажирского авиалайнера. Геометрическая модель представляла собой обшивки, образующие теоретическую поверхность крыла, а также конструктивно-силовую схему (КСС) кессона: два лонжерона, пятнадцать нервюр, одиннадцать стрингеров (для каждой обшивки). КСС носовой и хвостовой частей крыла не учитывались. Корневая и концевая хорды — 6 и 1,3 м соответственно.

В качестве нагрузок были выбраны:

- аэродинамическое сопротивление в зависимости от угла атаки;
- масса двигателя (2400 кг, распределенный по объему);
- масса приводов механизации крыла (по 20 кг каждый с учетом жидкости гидравлической системы);
- собственная масса конструкции.

Расчеты проводились для крейсерского режима полета со скоростью 242 м/с на высоте 11 500 м. Рассматривались три основных углы атаки: 0° , $+11^\circ$, -7° .

Рассмотрены несколько расчетных моделей как из изотропного материала (алюминиевый сплав), так и из анизотропного (углепластик).

Конструкции из изотропного материала рассматривались для:

- анализа выбранной КСС;
- сравнения с крылом из анизотропного материала;
- определения критических зон, а также зон усиления конструкции при дальнейшем проектировании крыла.

Для крыла из изотропного материала были рассмотрены различные варианты геометрии, нагрузок, зон сохранения и удаления (оптимизации) материала. Для кессона крыла из анизотропного материала рассмотрены различные варианты схем армирования.

Критерием оптимизация является минимизация массы конструкции крыла, причем объем оставшегося материала не должен быть меньше 25 % исходного. Критерием останова считалась разница между значениями целевой функции в течение двух итераций, не превышающая 0,1 %.

Определено, что для вариантов с наибольшим числом слоев различной укладки масса конструкции наименьшая. Это связано с анизотропией свойств материала. Нагруженные зоны удастся усилить локально слоями с небольшой площадью, в то время как при стандартной квазиизотропной укладке необходим пакет слоев максимальной толщины по всему крылу. В итоге масса конструкции снижается. Однако для осуществления такой выкладки потребуются большие время и трудозатраты.

В результате оптимизации конструкции крыла и силового кессона под действием эксплуатационных нагрузок при нескольких углах атаки получены и проанализированы:

- распределение материала по объему крыла из изотропного материала и по отдельным силовым элементам;
- геометрические характеристики элементов крыла из ПКМ с укладками, отличными от квазиизотропных, с различным шагом ориентации слоев;
- наиболее нагруженные зоны конструкции;
- геометрическая форма зон усиления элементов конструкции.

Использование укладок с большим количеством слоев разной ориентации позволяет снизить массу готового изделия за счет адаптации схемы армирования к действующим нагрузкам при сохранении величин перемещений конструкции, но может усложнить производство элементов.

Полученные данные и геометрические модели будут использованы при моделировании нестандартных силовых элементов криволинейной формы.

Результаты данной работы являются частью составляемой методики проектирования крыла из ПКМ и будут учтены и использованы при ее составлении.

Литература

- [1] Dunning P.D., Stanford B.K., Kim H.A. Level-set topology optimization with aeroelastic constraints // 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA SciTech Forum. Kissimmee, 2015. AIAA Paper no. 2015–1128. Pp. 1–19.
- [2] Гришин В.И., Коледов М.Н. Рациональное проектирование конструкций по условиям прочности с применением вычислительных комплексов // Ученые записки ЦАГИ. 2012. Т. 43, № 2. С. 82–88.
- [3] Yang W., Yue Z., Li L., Wang P. Aircraft wing structural design optimization based on automated finite element modelling and ground structure approach // Engineering optimization. 2016. Vol. 48. No. 1. Pp. 94–114.
- [4] Zhao Yb., Guo Wj., Duan Sh., Xing Lg. A novel substructure-based topology optimization method for the design of wing structure // International Journal for Simulation and Multidisciplinary Design Optimization (IJSMDO). 2017. Vol. 8, No. A5. Pp. 1–9.

GEOMETRIC CHARACTERISTICS SELECTION OF THE POLYMERIC COMPOSITE WING LOAD-BEARING STRUCTURE BASED ON TOPOLOGICAL OPTIMIZATION

S.V. Baranovski
K.V. Mikhailovskiy

serg1750@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

The work is devoted to the actual task of designing aircraft from composite materials. Selection and justification of wing carbon reinforcing load bearing elements parameters under operational loads is considered. The mass-geometric characteristics of the wing elements were obtained, styling optimized for operational loads was analyzed. The most loaded areas of the wing and possible options for strengthening the structure are considered.

References

- [1] Dunning P.D., Stanford B.K., Kim H.A. Level-set topology optimization with aeroelastic constraints // 56th AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA SciTech Forum. Kissimmee, 2015. AIAA Paper. 2015–1128. P. 1–19.
- [2] Rao J.S., Kiran S. Concept design of composite aircraft wing // Proceedings of the ASME 2010 International Mechanical Engineering Congress & Exposition. Vancouver, 2010. IMECE Paper. 2010. Vol. 37206. Pp. 1–9.
- [3] Yang W., Yue Z., Li L., Wang P. Aircraft wing structural design optimization based on automated finite element modelling and ground structure approach // Engineering Optimization. 2016. Vol. 48, No. 1. Pp. 94–114.
- [4] Zhao Yb., Guo Wj., Duan Sh., Xing Lg. A novel substructure-based topology optimization method for the design of wing structure // Intern. J. for Simulation and Multidisciplinary Design Optimization (IJSMDO). 2017. Vol. 8, No. A5. Pp. 1–9.

ВЫБОР И ОПТИМИЗАЦИЯ СИЛОВОЙ СХЕМЫ ШПАНГОУТА И ПАНЕЛИ ФЮЗЕЛЯЖА ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ НА ОСНОВЕ ПАРАМЕТРИЧЕСКОГО МОДЕЛИРОВАНИЯ

Вай Ян У
С.В. Барановски

waiyanoo6977@gmail.com
serg1750@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматривается актуальная задача проектирования авиационных изделий — применение полимерных композиционных материалов в конструкции планера самолета. Разработана и оптимизирована геометрическая модель шпангоута фюзеляжа с учетом совместной работы с панелью. Проведено моделирование напряженно-деформированного состояния шпангоута и панели, выполнено сравнение различных видов композиционного материала.

К разрабатываемым летательным аппаратам (ЛА) предъявляются все более широкие требования по надежности, качеству, ресурсу, которые обусловлены возрастающими пассажиропотоком и грузоперевозками, что, в свою очередь, может привести к удорожанию полетов. Снижения стоимости перевозки и удовлетворения возрастающим жестким ограничениям можно достичь с помощью перспективных достижений техники и технологии, таких как полимерные композиционные материалы (ПКМ). На сегодняшний момент ПКМ успешно применяются в конструкциях самолетов различных мировых и отечественных производителей, таких как Boeing, Airbus, Embraer, Bombardier, Сухой, Яковлев и пр. Композиционные материалы находят применение как в слабонагруженных малоответственных конструкциях обтекателей, зализов, законцовок, так и в ответственных элементах хвостового оперения (лонжероны, нервюры, стрингерные панели) и даже крыла. Однако в силовой конструкции фюзеляжа данный материал применяется мало. Исключением является Boeing 787 Dreamliner, при разработке которого инженерам удалось достичь доли ПКМ в планере самолета в 50 %, в том числе в фюзеляже, что свидетельствует о возможности их использования в такого рода конструкциях. Таким образом, применение ПКМ в конструкции фюзеляжа, в частности, в шпангоутах, является актуальной и перспективной задачей.

Основной целью работы является оптимизация массы и геометрии конструкции шпангоута из полимерных композиционных материалов.

В рамках поставленной цели решался ряд задач:

- анализ конструкций пассажирских авиалайнеров и работ в области проектирования фюзеляжа;
- анализ и выбор материалов для конструкции;
- разработка геометрической модели шпангоута фюзеляжа с учетом материала;
- моделирование напряженно-деформированного состояния шпангоута фюзеляжа под действием эксплуатационных нагрузок;
- оптимизация шпангоута фюзеляжа по критериям минимума массы и максимальной несущей способности.

В качестве объекта оптимизации был выбран фюзеляж среднемагистрального авиалайнера. Расчет проводился для крейсерского режима полета на высоте 11,5 тыс. м со скоростью 250 м/с. В качестве нагрузок рассматривались аэродинамическое давление от набегающего потока воздуха, а также нагрузки от балок пола пассажирского и грузового отсеков.

Расчет проводился в программном комплексе Ansys с помощью методов конечных элементов. Варьировались материал, геометрическая форма сечения, толщина стенок шпангоута. Также была рассмотрена совместная работа под нагрузкой шпан-

гоута и силовой панели, для которой варьировалось количество подкрепляющих элементов.

В результате проведенных расчетов по моделированию напряженно-деформированного состояния спроектирован шпангоут фюзеляжа пассажирского авиалайнера из ПКМ. Определены рациональные геометрические параметры и силовая схема шпангоута фюзеляжа на основании параметрических расчетов — углепластиковый шпангоут таврового сечения, с толщиной стенок 7 мм, высотой 90 мм. Проведено сравнение шпангоута из металла и композиционного материала. Установлено, что масса оптимизированной конструкции меньше металлического аналога на 12,5 % при аналогичной несущей способности. Проведена локальная оптимизация панели фюзеляжа с учетом конструкции шпангоута, определено необходимое количество стрингеров — 9.

Таким образом, в работе получена оптимальная конструкция отдельных силовых элементов отсека фюзеляжа из ПКМ с учетом свойств материала и эксплуатационных нагрузок.

Литература

- [1] Шульженко М.Н. Конструкция самолетов. М.: Машиностроение, 1971. 416 с.
- [2] Житомирский Г.И. Конструкция самолетов. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 2005. 406 с.

SELECTION AND OPTIMIZATION OF POLYMER COMPOSITE FUSELAGE FRAME AND PANEL BASED ON PARAMETRICAL MODELING

Wai Yan Oo
S.V. Baranovsky

waiyanoo6977@gmail.com
serg1750@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

The paper considers the urgent task of designing aircraft products — the use of polymer composite materials in the design of an airplane glider. A geometric model of the fuselage frame was developed and optimized, taking into account collaboration with the panel. The stress-strain state of the frame and panel was simulated, and various types of composite material were compared.

References

- [1] Shulzhenko M.N. Aircraft Design. M.: Mechanical Engineering, 1971. 416 p.
- [2] Zhytomyr G.I. Airplane Design. 3rd ed., Revised. and add. M.: Engineering, 2005. 406 p.

СОВРЕМЕННЫЕ МАТЕРИАЛЫ В ПРОЕКТИРОВАНИИ ОБОЛОЧКИ РАЗВЕРТЫВАЕМОГО МОДУЛЯ БОЛЬШОГО ОБЪЕМА

А.К. Пузырева

a_puzyreva@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В настоящее время амбиции человека в освоении космического пространства лежат за границей околоземной орбиты — планируются миссии к Луне и далее в глубокий космос, к Марсу. Это обстоятельство делает разворачиваемые (надувные) модули актуаль-

ными для развития пилотируемой космонавтики в рамках существующих технологий: имея малую массу и компактную укладку, они обладают преимуществом перед классическими металлическими конструкциями.

В технологии проектирования разворачиваемых модулей большого объема (более 100 м³) особое внимание уделяется массе конструкции. Для достижения массогабаритного совершенства конструкции необходим выбор конструктивно-компоновочной схемы, позволяющий уменьшить массу (или при той же массе увеличить объем модуля) без потери прочности, жесткости и защитных свойств модуля [1–3].

Рассмотрены варианты материалов слоев противометеороидной защиты оболочки модуля, находящегося в составе лунной орбитальной станции. Моделирование теплообмена по толщине оболочки различных конструктивно-компоновочных схем выполнено методом конечных элементов в программе Ansys.

При анализе результатов моделирования прогрева и охлаждения пакета противометеороидной защиты дана сравнительная оценка влияния предложенных составов и схем оболочки разворачиваемого модуля на ее площадь, объем и массу конструкции.

Литература

- [1] Фаворский О.Н., Каданер Я.С. Вопросы теплообмена в космосе. Изд. 2-е, доп. Учеб. пособие для вузов. М.: Высшая школа, 1972. 280 с.
- [2] Хамиц И.И., Филиппов И.М., Бурылов Л.С., Медведев Н.Г., Чернецова А.А., Зарубин В.С., Фельдштейн В.А., Буслов Е.П., Ли А.А., Горбунов Ю.В. Трансформируемые крупногабаритные конструкции для перспективных пилотируемых комплексов // Космическая техника и технологии. 2016. Вып. 2 (13). С. 23–33.
- [3] Голденко Н.А. Расчетно-экспериментальные методы исследования прочности трансформируемых модулей орбитальных станций при воздействии осколочно-метеороидной среды: дис. канд. тех. наук: 01.02.06 / Голденко Наталья Александровна. М., 2017. 169 с.

ADVANCED MATERIALS IN A DESIGNING OF A LARGE-VOLUME DEPLOYABLE MODULE SHELL

A.K. Puzyreva

a_puzyreva@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

Nowadays, human ambitions in space exploration lie beyond the boundary of near-Earth orbit — missions to the moon, further into deep space, to Mars are at the planning stage. This circumstance makes deployable (inflatable) modules relevant for the development of manned space exploration within the framework of existing technologies: with the benefit of low weight and tight stowage, they have an advantage over classic metal structures.

References

- [1] Taborsky O.N., Kadaner Ya.S. Heat transfer issues in space. Ed. 2nd, add. Textbook for universities. M.: Higher School, 1972. 280 p.
- [2] Khamits I.I., Filippov I.M., Burylov L.S., Medvedev N.G., Chernetsova A.A., Zarubin V.S., Feldstein V.A., Buslov E.P., Li A.A., Gorbunov Yu.V. Transformable large-sized structures for promising manned systems // Space systems and technologies. 2016. Iss. 2 (13). Pp. 23–33.
- [3] Goldenko N.A. Computational and experimental methods for the strength investigation of transformable modules of orbital stations on exposure to fragmental-meteoroid medium: Tech. Sc. PhD dis.: 01.02.06 / Goldenko Natalya Aleksandrovna. M., 2017. 169 p.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВОГО И НАПРЯЖЕННО-ДЕФОРМИРОВАННОГО СОСТОЯНИЙ ОПЕРЕНИЯ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА ИЗ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНОГО КОМПОЗИЦИОННОГО МАТЕРИАЛА

С.Е. Апиев
С.В. Резник

sane.ap@yandex.ru
sreznik@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Работа посвящена определению возможности применения высокотемпературных композиционных материалов в конструкции оперения летательных аппаратов. Проведено численное моделирование температурного и напряженно-деформированного состояния консоли оперения летательного аппарата из углерод-углеродного композиционного материала.

В связи с повышением скорости маршевого полета летательных аппаратов (ЛА) возросла потребность в новых высокотемпературных композиционных материалах (КМ). Наиболее горячими агрегатами рассматриваемых ЛА являются передний обтекатель и аэродинамические органы управления.

В работе проведено моделирование температурного состояния консоли оперения ЛА, форсируемого по дальности и скорости полета. Предварительные оценки показали, что в ожидаемом диапазоне рабочих температур с верхним уровнем около 1500 °С, когда на конструкцию будут действовать силовые аэродинамические нагрузки, затруднительно использовать металлические сплавы (хром-никелевые и на основе молибдена, ниобия). Применение высокотемпературных композиционных материалов, например, углерод-углеродных (УУКМ) или углерод-керамических (УККМ), имеющих плотность менее 2200 кг/м³, позволит значительно снизить массу и увеличить теплостойкость конструкции.

С помощью моделирования аэродинамического обтекания и нагрева в Ansys Fluent были получены данные о распределении аэродинамического давления и распределения коэффициента теплоотдачи по поверхности консоли оперения. На основе этих данных исследовано температурное состояние консоли оперения с учетом точности задания теплофизических характеристик УУКМ, а также значения напряжений в консоли оперения. В итоге определены конструктивно-силовая схема консоли и схема армирования УУКМ.

SIMULATION OF TEMPERATURE STATE AND STRESS-STRAIN STATE OF HIGH-TEMPERATURE COMPOSITE MATERIAL AIRCRAFT'S TAIL-PLANE

S.E. Apiev
S.V. Reznik

sane.ap@yandex.ru
sreznik@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

The article discusses the possibility of using high-temperature composite materials for structures of aircraft tail-plane. Simulated the temperature state and stress-strain state of carbon-carbon composite tail-plane.

К ВЫБОРУ ФОРМЫ НАДУВНОГО ТОРМОЗНОГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ УВОДА НАНОСПУТНИКОВ CUBESAT В ПЛОТНЫЕ СЛОИ АТМОСФЕРЫ

С.В. Резник
Г.К. Смирнов

sreznik@bmstu.ru
smirnovgk@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Для минимизации космического мусора отработавшие свой ресурс космические аппараты типа CubeSat могут быть сведены с орбиты благодаря надувным тормозным устройствам, начинающим работать в сильно разреженной атмосфере. Смоделирован увод с орбиты наноспутника CubeSat 1U с надувными тормозными устройствами различной формы.

В результате увеличения темпа запусков космических аппаратов (КА) за последнее время на низкой околоземной орбите стало накапливаться много космических объектов искусственного происхождения, которые отработали свой ресурс. Количество космического мусора постоянно пополняется, в связи с чем в 2007 г. на заседании Комитета Организации Объединенных Наций по использованию космического пространства в мирных целях были приняты Руководящие принципы предупреждения образования космического мусора. Один из принципов требует ограничения длительного существования КА в районе низкой околоземной орбиты после завершения программы полета. Для выполнения этого принципа может осуществляться увод объектов с их орбиты в плотные слои атмосферы Земли за счет аэродинамического торможения с помощью надувного тормозного устройства (НТУ) [1].

Одним из важнейших параметров, определяющих динамику такого процесса, является форма НТУ. Это может быть одиночная сфера, несколько сфер одного диаметра, конусы с различными диаметрами основания и углами наклона образующей, различные комбинации простейших форм и сложные поверхности.

Цель работы заключалась в достижении минимального времени спуска КА в плотные слои атмосферы для фиксированной максимальной массы системы удаления космического мусора для наноспутников CubeSat.

Основные баллистические параметры (скорость, угол наклона вектора скорости КА к местному горизонту, высота полета, дальность полета, отсчитываемая вдоль образующей поверхности планеты) определялись путем интегрирования системы уравнений движения. Предполагалось, что движение КА типа CubeSat 1U происходит под действием аэродинамических сил и силы тяготения, планета имеет форму сферы, ее поле тяжести — центральное. Как и в [2], движение аппарата вокруг центра масс не рассматривалось.

Исследована аэродинамика НТУ при обтекании тела свободно молекулярным потоком (число Кнудсена $Kn \gg 1$). Описание разреженного газа проводилось на болцмановском уровне (усреднение по элементарному пространственно-временному объему, размеры которого велики по сравнению с размерами атома и временем столкновения) с последующим переходом на газодинамический уровень описания путем усреднения по скоростям частиц с образованием средних потоков массы, импульса и энергии каждого компонента [3]. Доля поверхности тела КА с адсорбированными молекулами принималась много меньше единицы. Считалось, что за время между столкновениями локальное равновесие на поверхности восстанавливается. Были взяты за основу экспериментальные данные для коэффициентов аккомодации [4], с помощью которых осуществлялся переход к коэффициентам обмена. Коэффициенты обмена

энергией, касательным импульсом и нормальным импульсом аппроксимировались тригонометрической функцией. Учитывалось различное отношение масс атомов газа и поверхности тела. Все вычисления были выполнены в программном пакете MatLab.

В результате моделирования получены данные о продолжительности увода КА типа CubeSat 1U с низкой околоземной орбиты с НТУ в форме одиночной сферы, трех сфер одного диаметра и конуса, а также их массы. Полученные результаты имеют практическую ценность для конструирования натуральных НТУ.

Литература

- [1] Финченко В.С., Иванков А.А., Шматов С.И. Проект КА, оснащенного системой удаления космического мусора (аэродинамика, габаритно-массовые характеристики и траектории спуска КА с околоземных орбит) // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2018. № 1. С. 10–18.
- [2] Голомазов М.М., Иванков А.А. Программный комплекс для разработки систем тепловой защиты космических аппаратов, спускаемых в атмосферах планет // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017. № 3. С. 41–53.
- [3] Баранцев Р.Г. Взаимодействие разреженных газов с обтекаемыми поверхностями. М.: Наука, 1975. 344 с.
- [4] Черняк В.Г. Кинетика разреженного газа: учеб. пособие. СПб.: Изд-во «Лань», 2018. 540 с.

TO THE CHOICE OF THE SHAPE OF INFLATABLE AERODYNAMIC DECELERATOR FOR REMOVE OF CUBESAT TO THE DENSE ATMOSPHERE

S.V. Reznik
G.K. Smirnov

sreznik@bmstu.ru
smirnovgk@student.bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

For minimizing space debris, the out-of-service nanosatellites of the CubeSat type could be removed from an orbit due to use of an inflatable decelerator, which starts to operate in a very rarefied atmosphere. In this study, modeling of the deorbiting of a CubeSat 1U type nanosatellite was carried out. Different shapes of inflatable decelerators for the nanosatellite were considered.

References

- [1] Finchenko V.S., Ivankov A.A., Shmatov S.I. Project of spacecraft equipped with a debris removal system (aerothermodynamics, bulk-mass characteristics and trajectories of spacecraft descent from near-earth orbits) // Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina. 2018. No. 1. P. 10–18.
- [2] Golomazov M.M., Ivankov A.A. Software package for the development of thermal protection systems for space vehicles descended in the atmosphere of the planets // Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina. 2017. No. 3. P. 41–53.
- [3] Barantsev R.G. Interaction of rarefied gases with streamlined surfaces. M., 1975. 344 p.
- [4] Chernyak V.G. Kinetics of rarefied gas: tutorial SPb., 2018. 540 p.

ПРОЕКТИРОВАНИЕ КРУПНОГАБАРИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

С.В. Резник

П.В. Просунцов

К.В. Михайловский

konst_mi@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Разработка крупногабаритных конструкций космических аппаратов осложнена их геометрическими особенностями, многочисленными стыковочными элементами, требованиями к компактности, а также условиями действия факторов космического пространства, что требует применения специализированных методик для оценки их работоспособности. В настоящей статье приведены результаты работ в области создания универсальных методик для выбора геометрических моделей крупногабаритных конструкций из полимерных композиционных материалов, установлены температурные и напряженно-деформированные состояния. Показано, что применение методик позволяет на основе параметрического моделирования разрабатывать сверхлегкие конструкции габаритными размерами до 100 м.

В настоящее время в соответствии с ключевыми направлениями развития ракетно-космической отрасли в США, 22 странах в рамках Европейского космического агентства, КНР, Японии и России ставятся задачи по созданию нового поколения сверхтяжелых ракета-носителей (РН), многоразовых пилотируемых транспортных систем, развитию международной космической станции и новых станций, развертыванию программ по освоению Луны, Марса и дальнего космоса. Габаритный размер и масса выводимых на орбиты изделий ограничены возможностями современных РН тяжелого класса, в связи с чем в последние десятилетия возрос интерес к проектированию крупногабаритных трансформируемых космических конструкций. К ним можно отнести трансформируемые космические модули изменяемого объема за счет внутреннего давления, в том числе обитаемые, позволяющие достичь значительного выигрыша в габаритах внутреннего пространства космических станций [1].

К крупногабаритным конструкциям относятся трансформируемые антенны космических аппаратов с диаметром апертуры от 24 до 100 м, необходимые для развития космической связи, исследования природных ресурсов Земли, изучения планет, их спутников и других небесных тел [2].

Из-за увеличения количества космического мусора возрастает необходимость защиты элементов спутников связи и дистанционного зондирования с применением перспективных пассивных методов с использованием трансформируемых оболочек, устанавливаемых на аппарат, для захвата и защиты, различных способов построения и ухода аппарата от столкновения или применение специализированных космических аппаратов для защиты [3].

К общим требованиям для подобного рода конструкций ракетно-космической техники можно отнести минимальную массу, высокую надежность при необходимом времени эксплуатации, возможность компактного сложения, высокую несущую способность, а также частоту и размеростабильность. Одними из основных материалов, удовлетворяющих данным требованиям в конструкциях, считаются полимерные композиционные материалы (ПКМ), обладающие высокими жесткостными, прочностными характеристиками, низкими температурными коэффициентами линейного термического расширения при малой плотности, но в силу их структурных особенностей

существует значительная анизотропия свойств, что значительно усложняет процесс разработки геометрического облика.

Цель работы заключается в разработке универсальных методик для выбора и обоснования принципиальных геометрических моделей сверхлегких крупногабаритных трансформируемых конструкций объектов ракетно-космической техники с применением ПКМ и параметрического моделирования.

При движении по орбите и в условиях космического пространства на крупногабаритные трансформируемые конструкции одновременно и периодически воздействует сложный набор различных по своей природе и интенсивности физических факторов, основными из которых являются следующие: сверхвысокий вакуум; облучение ионизирующими излучениями и излучением Солнца; бомбардировка атомарными и молекулярными частицами, микрометеороидами и частицами малого космического мусора; термоциклирование (до несколько тысяч циклов в год в широком интервале температур, например от 80 до 450 К).

Универсальность предлагаемых методик заключается в учете множества вышеперечисленных факторов, междисциплинарном анализе, и они включают следующие основные этапы:

- построение первичных геометрических моделей крупногабаритных трансформируемых конструкций, учитывающих предъявляемые требования по внешнему облику, условиям крепления и стыковки, сочленениям для возможных компактных сложенных;
- построение первичных конечно-элементных моделей проектных вариантов крупногабаритных трансформируемых конструкций;
- выбор материалов и задание физико-механических, теплофизических характеристик в диапазоне эксплуатационных температур;
- моделирование теплового состояния крупногабаритных трансформируемых конструкций из ПКМ в условиях эксплуатации с учетом типа орбиты, траектории полета, где учитывается радиационный теплообмен, затенение элементами космического аппарата;
- определение температурных перепадов по толщинам крупногабаритных трансформируемых конструкций из ПКМ;
- моделирование напряженно-деформированного состояния крупногабаритных трансформируемых конструкций из ПКМ как на стадии выведения, так и с учетом температурных перепадов, определенных на предыдущем этапе;
- моделирование оценки стойкости крупногабаритных трансформируемых конструкций из ПКМ к высокоскоростному удару микрометеороидами и частицами малого космического мусора;
- параметрическое моделирование для проектирования сверхлегких крупногабаритных трансформируемых конструкций из ПКМ, обладающих минимальной массой при требуемой работоспособности.

Установленные значения тепловых потоков служили исходными данными для проведения расчетов температурного состояния. Далее выполнялась оценка работоспособности крупногабаритных трансформируемых конструкций и осуществлялось математическое моделирование напряженно-деформированного состояния с учетом условий полета.

С использованием данных методик проработана конструкция сверхлегкого трансформируемого космического модуля объемом не менее 100 м³, сетчатого рефлектора диаметром до 100 м, разворачиваемой ловушки площадью до 60 м² (для защиты космических аппаратов к действию объектов малого космического мусора в виде частиц) и определены температурные и напряженно-деформированные состояния.

Литература

- [1] Kennedy K.J., Raboin J., Spexarth G. and Valle G. Inflatable Structures Technology Handbook. NASA, 2000. 45 p.
- [2] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Mikhailovsky K.V. and Shafikova I.R. Material science problems of building space antennas with a transformable reflector 100 m in diameter // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering, 2016, Vol. 153, No. 1. 10 p.
- [3] Концепция космической транспортно-энергетической системы на основе солнечного меж-орбитального электроракетного буксира / И.И. Хамиц, И.М. Филиппов, Л.С. Бурыйлов и др. // Космическая техника и технологии. 2017. Т. 16, № 1. С. 32–40.

DEVELOPMENT OF SPACE VEHICLE LARGE-SIZED STRUCTURES MADE OF POLYMER COMPOSITE MATERIALS

S.V. Reznik

P.V. Prosuntsov

K.V. Mikhailovskiy

konst_mi@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

The development of large-sized space vehicle structures is complicated by their geometric features, numerous fastening elements, minimum overall dimensions, as well as the conditions of action of space factors, which requires the use of specialized methods. This article presents the results of work in the field of creating universal methods for the selection of geometric models of large-size structures made of polymer composite materials, temperature and stress-strain states are established. It is shown that the application of methods allows on the basis of parametric modeling to develop ultralight structures with dimensions up to 100 m.

References

- [1] Kennedy K.J., Raboin J., Spexarth G. and Valle G. Inflatable Structures Technology Handbook. NASA, 2000. 45 p.
- [2] Reznik S.V., Prosuntsov P.V., Mikhailovsky K.V. and Shafikova I.R. Material science problems of building space antennas with a transformable reflector 100 m in diameter // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. 2016. Vol. 153, No. 1. 10 p.
- [3] A concept of space transportation and power generating system based on a solar electric propulsion orbital transfer vehicle / I.I. Khamits, I. M. Filippov, L.S. Burylov and [et al] // Space technic and technology. 2017. Vol. 16, No. 1. Pp. 32–40.

АНАЛИЗ РАСЧЕТНЫХ СЛУЧАЕВ НАГРУЖЕНИЯ ФЮЗЕЛЯЖА САМОЛЕТА И ТОПОЛОГИЧЕСКАЯ ОПТИМИЗАЦИЯ ЕГО СИЛОВОГО НАБОРА

Тун Лин Хтет

tunlinhtet64509@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Работа посвящена проблеме снижения веса силового набора фюзеляжа самолета DA-62 с применением метода топологической оптимизации. Рассмотрено совместное воздействие на конструкцию самолета аэродинамических и массово-инерционных нагрузок при различных расчетных случаях. Проведено моделирование напряженно-деформиро-

ванного состояния его силового набора. Даны оценки весовых характеристик оптимизированной конструкции силового набора хвостовой части самолета.

На сегодняшний день одним из наиболее эффективных способов снижения веса конструкции самолета является использование композиционных материалов, которые являются своеобразным локомотивом в развитии различных отраслей машиностроения, авиа- и ракетостроения, строительства и т. д. Снижение массы конструкции самолета приводит к увеличению его полезной нагрузки и снижению расхода топлива [1].

Перспективным подходом к снижению веса силовой конструкции является топологическая оптимизация, которая представляет собой математический метод, определяющий распределение плотности материала в зоне проектирования при наложении ограничений на максимальный уровень напряжений или перемещений при выполнении заданных граничных условий. Модуль метода топологической оптимизации? входящий в пакет прикладных программ Ansys, может быть эффективно использован для создания конструкций с максимальной жесткостью, минимальным весом и т. д. [2].

Целью данной работы является снижение массы конструкции легкого самолета DA-62 [3]. Рассматривается силовой набор хвостовой части, состоящий из четырех шпангоутов и обшивки, выполненных из углепластика [3]. Массы обшивки и всех четырех шпангоутов хвостовой части самолета составляют 70,28 кг и 41,35 кг соответственно.

В соответствии с нормами летной годности [4], расчет статической прочности летательных аппаратов производится с учетом нагрузок, действующих на самолет и его отдельные агрегаты в различных расчетных случаях. Как основные выделяются случаи нагружения A , A' , B , C , D и D' [4]. Распределение давления по поверхности обшивки самолета было определено на основе моделирования, выполненного в программном пакете Ansys Fluent. Далее полученная аэродинамическая нагрузка в виде распределения давления по поверхности самолета передавалось в пакет программ Ansys Static Structure.

При выполнении моделирования напряженно-деформированного состояния силового набора хвостовой части самолета учитывались также массово-инерционные нагрузки. При этом учитывалось различие направления и величины действующих перегрузок. В итоге были определены напряжения и перемещения в шпангоутах силового набора для базовой конструкции самолета.

Был рассмотрен вопрос выбора рациональных значений геометрических размеров профиля шпангоутов на основе метода параметрической оптимизации. На первом этапе сравнивались три варианта ширины полки шпангоута: 50, 100, 150 мм и для дальнейшего анализа был выбран вариант, при котором напряжения в силовом наборе имеют минимальное значение. Далее решалась задача оптимизации толщины шпангоута, причем исследовались варианты с толщиной от 10 до 25 мм. В результате показано, что рациональным выбором является ширина полки шпангоута 50 мм при его толщине в 20 мм. Оптимизация размеров шпангоутов силового набора позволила снизить его массу на 15,84 %, с 41,35 до 34,80 кг.

Дальнейшее снижение массы силового набора может быть достигнуто с использованием топологической оптимизации, которая проводилась в программном комплексе Ansys Topology. В качестве области проектирования использовался весь объем силового набора, за исключением внешних поверхностей шпангоутов, что обеспечивало стыковку силового набора с обшивкой.

После завершения процесса оптимизации проводился проверочный расчет его напряженно-деформированного состояния. Анализ показал, что максимальные значения деформаций и напряжений для нового варианта силового набора не превы-

шают уровня, имеющего место в его первоначальном варианте, а массу конструкции удалось дополнительно снизить на 32,87 %, с 41,35 до 27,76 кг.

В результате проведения комплекса расчетно-теоретических исследований была получена новая оригинальная конструктивно-силовая схема хвостовой части самолета DA-62, имеющая более высокие весовые характеристики по сравнению с первоначальным базовым вариантом.

Литература

- [1] Яковлев Р.В. Перспективы использования композиционных материалов в ракетно-космической технике // Сб. тезисов XLIII Академических чтений по космонавтике. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. С. 191–192.
- [2] Топологическая оптимизация в ANSYS. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.ansys.soften.com.ua/about-ansys/blog/362-topological-optimization-what-is-it-for.html>
- [3] Самолет DA-62. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.diamondaircraft.com/en/private-pilots/aircraft/da62/overview/>
- [4] Нормы летной годности гражданских легких самолетов. Межгосударственный авиационный комитет ОАО. 2014. С. 206.

TOPOLOGY DESIGN OPTIMIZATION OF LOAD BEARING ELEMENTS OF AIRCRAFT FUSELAGE STRUCTURE

Tun Lin Htet

tunlinhtet64509@gmail.com

Bauman Moscow State Technical University

This paper presents the weight reducing of load-bearing elements of DA-62 fuselage structure aircraft using topological optimization method. The combined effects of aerodynamic and mass-inertial loads on the aircraft structure under different load cases are considered. This paper also presents the structural analysis of rear part of fuselage structure in various load calculation conditions. By using this optimization technique weight of the structure can be reduced 32.87 % of the initial weight.

References

- [1] Yakovlev R.V. Prospects for the Use of Composite Materials in Space-Rocket Technology // Proceeding of XLIII Korolev Academic Space Conference. M.: BMSTU, 2017. Pp. 191–192.
- [2] Topology Optimization in ANSYS. [Electronic Source]. URL: <https://www.ansys.soften.com.ua/about-ansys/blog/362-topological-optimization-what-is-it-for.html>
- [3] Aircraft DA-62. [Electronic Source]. URL: <https://www.diamondaircraft.com/en/private-pilots/aircraft/da62/overview/>
- [4] Avionic Rules of Aircraft. International Aviation Committee OAO. 2014. 206 p.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ С ВЫСОКИМИ СКОРОСТЯМИ НАГРЕВА И УРОВНЕМ РАБОЧИХ ТЕМПЕРАТУР БОЛЕЕ 2000 К НА ИСПЫТАТЕЛЬНЫХ СТЕНДАХ

Р.С. Балджиев
А.С. Илларионов
П.В. Просунцов

r.baldji@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Работа посвящена созданию стендов тепловых испытаний высокотемпературных керамических материалов, применяемых в тепловой защите многоразовых космических аппаратов. Проведено моделирование комбинированного кондуктивно-конвективно-радиационного теплообмена в рабочей зоне стендов тепловых испытаний. Разработаны конструктивно-компоновочные схемы перспективных стендов тепловых испытаний с уровнем рабочих температур более 2000 К. В настоящее время проводится экспериментальная отработка предлагаемых технических решений.

Разработка многоразовых космических аппаратов (МКА) в настоящее время является одним из приоритетных направлений развития ракетно-космической техники во всем мире. Для доставки экипажа и грузов на МКС на замену существующим аппаратам семейства «Союз» уже в ближайшие годы должны прийти отечественный МКА «Орел» (ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва), а также американские корабли Orion MPCV (Lockheed Martin) и Crew Dragon (SpaceX). Помимо того, значительные наработки по программам МКА имеются у космических агентств Европы (ESA), Китая (CNSA), Японии (JAXA) и ряда других стран [1].

Одной из основных проблем при создании подобной техники является отработка систем тепловой защиты, требующая наличия соответствующей экспериментальной базы и квалифицированных кадров. Значительная часть отечественных стендов тепловых испытаний создавалась еще при проектировании орбитального корабля «Буран», большая часть экспериментов тогда пришлась на стенды с нагревательными блоками на базе галогенных ламп накаливания [2]. На настоящий момент данные стенды уже не отвечают требованиям по уровню рабочих температур современных высокотемпературных керамических материалов, которые превышают 2000 К [3]. Поэтому вопрос создания нового поколения стендов для тепловых испытаний перспективных высокотемпературных материалов является актуальным.

Помимо воспроизведения уровня температур и среды эксплуатации конструкции, необходима также возможность изменения в широком диапазоне темпа нагрева/охлаждения объекта испытаний. При этом для определения теплофизических характеристик материалов степень неравномерности падающего потока излучения должна быть не более 10 %, а перепад температур по толщине объекта испытаний не менее 50 К. Немаловажным параметром также является стоимость, как изготовления стенда, так и проведения самих испытаний, так как при отработке тепловой защиты МКА необходимо выполнять целые серии испытаний как образцов материалов, так и фрагментов натурных конструкций.

Таким образом, к стендам предъявляются следующие требования:

1. Рабочая зона стенда должна вмещать элемент конструкции с размерами, вписывающимися в квадрат 100×100 мм, и толщиной до 20 мм.
2. Максимальная температура на фронтальной поверхности объекта испытаний должна достигать не менее 2000 К.
3. Рабочая среда — воздух и/или инертный газ.

4. Максимальный темп нагрева и охлаждения — не менее 100 К/с.
5. Продолжительность цикла нагрева и охлаждения — не менее 600 с.
6. Неравномерность падающего потока излучения — не более 10 %.
7. Перепад температуры по толщине объекта испытаний — не менее 50 К.
8. Использование относительно недорогих, энергоэффективных и серийно выпускаемых источников нагрева — кварцевых инфракрасных галогенных ламп накаливания и/или углеродной ткани.

Предполагается создание стенда тепловых испытаний со сменными нагревательными блоками — на базе галогенных ламп для моделирования тепловых режимов элементов конструкции летательных аппаратов с высокими скоростями нагрева и уровнем рабочих температур до 2000 К и на базе углеродной ткани для температур выше 2000 К.

Поскольку создание подобных технических систем итерационно методом «проб и ошибок» весьма ресурсоемкий процесс, целесообразно применять на этапе проектирования современные программно-вычислительные комплексы.

Для моделирования комбинированного кондуктивно-конвективно-радиационного теплообмена в рабочей зоне стендов тепловых испытаний, как показано в работе [4], возможно применение модуля конечно-элементного пакета программ Ansys Fluent.

Помимо собственно моделирования теплообмена в рабочей зоне стенда, что, безусловно, само по себе представляет нетривиальную задачу, необходимо рассмотреть функционирование пневматической системы стендов и на основе результатов моделирования выработать требования к конструкционным материалам трактов и системе подачи газа. Также необходимо совместное электрическое и тепловое моделирование работы системы питания источников нагрева (галогенных ламп и углеродной ткани) для проверки работоспособности как самих серийно выпускаемых источников, так и конструктивных компонентов системы питания (керамической электроизоляции и медных токоподводов). Для увеличения перепада температуры по толщине объекта испытаний в случае высокотеплопроводных материалов необходимо предусмотреть возможность охлаждения тыльной поверхности объекта испытаний холодильником с проточной водой, что также требует соответствующей отработки.

Результаты математического моделирования подтверждают возможность достижения заданных технических характеристик стендов тепловых испытаний. В настоящее время проводится экспериментальная отработка предлагаемых технических решений.

Отдельные результаты данного исследования получены при финансовой поддержке ФГБУ «Российский фонд фундаментальных исследований» (РФФИ) в рамках научного проекта № 18-38-00687.

Литература

- [1] Резник С.В., Агеева Т.Г. Сравнительный анализ конструктивно-технологического совершенства многоразовых космических аппаратов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2010. Спец. вып. «Актуальные проблемы развития ракетно-космической техники и систем вооружения». С. 19–34.
- [2] Зворыкин Д.Б. Отражательные печи инфракрасного нагрева / Д.Б. Зворыкин, А.Т. Александрова, Б.П. Байкальцев. М.: Машиностроение, 1985. 176 с.
- [3] Prosuntsov P.V., Taraskin N.Yu. Theoretical and Numerical Characterization of the Thermal Physical Properties of Carbon Ceramic Material // MATEC Web of Conferences. EDP Sciences. 2016. Vol. 72, Article no. 01092. 7 p. DOI: 10.1051/mateconf/20167201092
- [4] Baldzhiev R.S., Prosuntsov P.V. Modeling Combined Heat Transfer in the Operating Area of the High Power Heating Test Facility // MATEC Web of Conferences. EDP Sciences. 2017. Vol. 110, Article no. 01009. 4 p. DOI: 10.1051/mateconf/201711001009.

MODELLING OF THE DYNAMIC THERMAL LOADING INFLUENCING ON THE STRUCTURAL ELEMENTS OF AEROSPACE FLIGHT VEHICLES AT THE HIGH TEMPERATURE TEST FACILITIES

R.S. Baldzhiev
A.S. Illarionov
P.V. Prosuntsov

r.baldji@yandex.ru

Bauman Moscow State Technical University

Current study is dedicated to the development of the heating test facilities for high-temperature ceramic materials used for the thermal protection of reusable spacecrafts. The simulation of the combined conductive-convective-radiation heat transfer in the operating area of the heating tests facilities was carried out. The design-layout schemes of advanced heating test facilities with the operating temperature of more than 2000 K have been developed. An experimental study of the proposed technical solutions is currently underway. Certain scientific results were obtained within the research project No. 18-38-00687 and was funded by Russian Foundation for Basic Research (RFBR).

References

- [1] Reznik S.V., Ageeva T.G. Comparative analysis of the design and technology perfection of reusable spacecrafts. Vestn. Mosk. Gos. Tekh. Univ. im. N.E. Baumana, Mashinostr. [Herald of the Bauman Moscow State Tech. Univ., Mechan. Eng.], 2010. Spec. Iss. "Actual problems of rocketspace technique and weapon systems development". Pp. 19–34 (in Russian).
- [2] Zvorikin D.B., Alexandrova A.T., Baikaltsev B.P. Reflective infrared heat ovens. M.: Mashinostroenie, 1985. 176 p.
- [3] Prosuntsov P.V., Taraskin N.Yu. Theoretical and Numerical Characterization of the Thermal Physical Properties of Carbon Ceramic Material // MATEC Web of Conferences. EDP Sciences. 2016. Vol. 72, Article no. 01092. 7 p. DOI: 10.1051/mateconf/20167201092
- [4] Baldzhiev R.S., Prosuntsov P.V. Modeling Combined Heat Transfer in the Operating Area of the High Power Heating Test Facility // MATEC Web of Conferences. EDP Sciences. 2017. Vol. 110, Article no. 01009. 4 p. DOI: 10.1051/mateconf/201711001009

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ И ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КРЫЛА САМОЛЕТА ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Пье Пху Маунг
Г.В. Малышева

pyaephyo@mail.ru
malyin@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Композиты используются в качестве основных конструкционных материалов при изготовлении крупногабаритных деталей современных летательных аппаратов. Традиционно, высоконагруженные узлы самолета изготавливали с использованием препрега по автоклавной технологии формования [1]. Одной из основных проблем этой технологии является высокая стоимость препрега и капитальные затраты на оборудование. Использование безавтоклавных технологий позволяет снизить себестоимость деталей [2, 3] за счет сокращения затрат на оснастку [4].

Целью настоящей работы является проектирование конструкции крыла самолета и усовершенствование технологии изготовления.

В качестве объекта исследований рассматривается модель крыла самолета, при проектировании которого были выбраны оптимальные схемы конструкции и армирующие материалы с различными типами структур. Проведен структурный и прочностной анализ различных типов конструкций крыл. Разработана технология изготовления и проведены теоретическая и экспериментальная оценки технологического режима формования с учетом трехмерной модели коэффициентов проницаемости армирующих материалов и экзотермических эффектов связующих в процессе отверждения. Установлено, что оптимальный технологический режим формования позволяет ускорить процесса пропитывания и отверждения.

Литература

- [1] Brouwer W.D., Herpt E C F C and Labordus M 2003 Vacuum injection moulding for large structural applications. Compos. Pt. A. 34. P. 551–558.
- [2] Friedrich K. and Almajid A.A. 2013 Manufacturing aspects of advanced polymer composites for automotive applications Appl. Compos. Mater. 20. P. 107–128.
- [3] Baurova N.I., Zorin V.A., Prikhodko V.M. 2016 Taking into account the factors of technological heredity by technological mechanics Polymer Science-Series D 9(4). P. 402–406.
- [4] Ruiz E. and Trochu F. 2006 Multicriteria thermal optimization in liquid composite molding to reduce processing stresses and cycle time Compos. Pt A. 37. P. 913–924.

DEVELOPMENT OF THE DESIGN AND TECHNOLOGY OF PRODUCTION OF THE AIRCRAFT WING FROM POLYMERIC COMPOSITE MATERIALS

Pyi Phyo Maung
G.V. Malysheva

pyaephyo@mail.ru
malyin@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

Composites are used as the main structural materials in the manufacture of large-sized parts of modern aircraft. Traditionally, high-load units of the aircraft were made using a prepreg using the autoclave molding technology [1]. One of the main problems of this technology is the high cost of the prepreg and the capital cost of the equipment. Using out of autoclave technologies allows to minimize the cost of parts [2, 3] by reducing the cost of equipment [4].

References

- [1] Brouwer W.D., Herpt E C F C and Labordus M 2003 Vacuum injection moulding for large structural applications. Compos. Pt. A. 34. Pp. 551–558.
- [2] Friedrich K. and Almajid A.A. 2013 Manufacturing aspects of advanced polymer composites for automotive applications Appl. Compos. Mater. 20. Pp. 107–128.
- [3] Baurova N.I., Zorin V.A., Prikhodko V.M. 2016 Taking into account the factors of technological heredity by technological mechanics Polymer Science-Series D 9 (4). Pp. 402–406.
- [4] Ruiz E. and Trochu F. 2006 Multicriteria thermal optimization in liquid composite molding to reduce processing stresses and cycle time Compos. Pt A. 37. Pp. 913–924.

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ОТВЕРЖДЕНИЯ ДЕТАЛЕЙ ИЗ СТЕКЛОПЛАСТИКОВ НА ПРИМЕРЕ БАЛЛОНА ВЫСОКОГО ДАВЛЕНИЯ

Чэнь Янян

Пье Пху Маунг

Г.В. Малышева

yangyangchen@mail.ru

pyaephyo@mail.ru

malyin@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Приведены результаты исследований режимов отверждения баллона высокого давления, изготовленного из композиционного материала на основе эпоксидного связующего. Приведена методика определения теплофизических свойств, результаты определения кинетических параметров используемых материалов и результаты моделирования процесса отверждения, что позволило оптимизировать температурно-временной режим. В качестве объекта исследования использован баллон высокого давления.

Области применения полимерных композиционных материалов (ПКМ) постоянно расширяются, что связано с их уникальными деформационно-прочностными и теплофизическими свойствами. Высокая весовая эффективность, усталостная прочность, долговечность и коррозионная стойкость ПКМ позволила их использовать в качестве основных конструкционных материалов при изготовлении систем жизнеобеспечения, управления, пожаротушения, наддува и др., конструкций летательных аппаратов. В процессе изготовления деталей из ПКМ, в том числе и баллонов, их качество окончательно формируется на последней технологической операции — отверждении. Проблеме исследования кинетики процессов отверждения уделяется большое внимание, особенно если решаются вопросы разработки технологии формования крупногабаритных изделий сложной геометрической формы, в которых процессы отверждения протекают неравномерно [1, 2]. В технической литературе [3, 4] приводятся результаты исследований температурных полей в процессе отверждения эпоксидных (и других термореактивных) материалов только в твердом агрегатном состоянии, т. е. разработчики связующих не учитывают кинетику изменения теплофизических свойств в процессе нагрева, что приводит к большой погрешности.

Целью настоящей работы является разработка методики и исследование процесса отверждения детали из ПКМ с учетом изменения фазового состояния связующего и с учетом их экзотермических эффектов в процессе отверждения.

Объект исследования в данной работе — баллон высокого давления, который состоит из алюминиевого лайнера с обмоткой композитным материалом на основе стеклянных волокон и эпоксидного связующего.

Работа состоит из двух частей: экспериментальной части и теоретической части. В экспериментальной части проведены методы определения теплофизических свойства эпоксидных связующих в процессе отверждения. В процессе отверждения эпоксидных связующих происходит изменение агрегатного состояния связующих, они последовательно переходят из жидкого состояния в гелеобразное и твердое, что приводит к изменению их теплофизических свойств. Теплоемкость связующих в зависимости от степени отверждения в работе определяется методом дифференциального калориметра (ДСК). Теплопроводность связующих в зависимости от степени отверждения определяется методом лазерной вспышки. Особенностью проведения данных испытаний являлось использование образца в жидком состоянии, что не позволяло выдержать требуемые размеры. Кроме того, используемый состав является оптически прозрачным материалом для излучения лазера, и поэтому для проведения измерений теплопроводности материала в жидком агрегатном состоянии была

разработана конструкция оправки. Установлено, что при повышении степени отверждения значение коэффициента теплоемкости связующих уменьшается, а значение коэффициента теплопроводности увеличивается.

В данной работе проведен расчет кинетических параметров используемых эпоксидных связующих, который характеризует экзотермический эффект связующих в процессе их отверждения. Методом ДСК получена кривая теплового эффекта эпоксидных связующих для разных скоростей нагрева. Количество тепловыделения в процессе химической реакции определяли по площади пика кривой ДСК и на основании экспериментальных исследований определяли кинетические параметры использованных материалов.

Определенные теплофизические свойства и кинетические характеристики связующих были использованы в теоретической части для моделирования процесса отверждения баллона высокого давления из КМ.

В теоретической части проведено моделирование процесса отверждения в программе ESI PAM-RTM. Моделирование проводилось с учетом изменения агрегатного состояния и экзотермических эффектов. В результате моделирования установлены значения температур и степени отверждения для двух конструктивных элементов баллона: днища и цилиндрической части.

Установлены значения градиентов температур по толщине днища и цилиндрической части в зависимости от скорости процессов нагрева. На основании полученных значений градиентов температур и степени конверсии определены оптимальные значения скорости нагрева, что позволило не только сократить продолжительность процесса отверждения, но и повысить качество ПКМ за счет снижения остаточных напряжений.

Литература

- [1] Петрова А.П., Малышева Г.В. Клеи, клеевые связующие и клеевые препреги: учебное пособие / под общ. ред. Е.Н. Каблова. М.: ВИАМ, 2017. 472 с.
- [2] Баурова Н.И. Применение полимерных композиционных материалов при производстве и ремонте машин: учеб. пособие / Н.И. Баурова, В.А. Зорин. М.: МАДИ, 2016.
- [3] Мараховский П.С., Баринов Д.Я., Чуцкова Е.Ю., Мельников Д.А. Отверждение многослойных полимерных композиционных материалов. Часть 2. Формование толстостенной плиты стеклопластика // Все материалы. Энциклопедический справочник. 2018. № 6. С. 7–14.
- [4] Баринов Д.Я., Мараховский П.С., Куцевич К.Е., Чуцкова Е.Ю. Математическое моделирование температурных полей с учетом кинетики отверждения толстой плиты стеклопластика // Перспективные материалы. 2017. № 5. С. 19–28.

DEVELOPMENT OF CURING TECHNOLOGY FOR HIGH PRESSURE VESSEL FROM GLASS FIBER REINFORCED PLASTIC

Yangyang Chen
Pyi Phyo Maung
G.V. Malysheva

yangyangchen@mail.ru
pyaephyo@mail.ru
malyin@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

Research is being carried out with the aim of studying of the curing of a high-pressure vessel made of composite material based on the epoxy binder. The methodology for determining the thermos-physical properties, the results of determining the kinetic parameters of the materials used, and the results of modeling the curing process are presented, which allowed us to optimize the temperature-time regime. A high-pressure vessel was used as an object of study.

References

- [1] Baurova N.I., Zorin V.A., Prihodko V.M. Manifestation of a synergistic effect in technological heredity // J Polymer Science. Series D. 2016. Vol. 9 (2). Pp. 209–211.
- [2] Flores J.D. Chemical characterization and two-step cure kinetics of a high-performance epoxy adhesive system. M.Sc. Thesis, Department of Chemistry, Wichita State University, Wichita, 2006. 123 p.
- [3] Borodulin A.S., Marycheva A.N., Malysheva G.V. Simulation of impregnation kinetics of fabric fillers in the production of fiberglass articles // J Glass Physics and Chemistry. 2015. Vol. 41 (6). Pp. 660–664.
- [4] Maung P.P., Tatarnikov O.V., Malysheva G.V. Optimization of the curing process of a sandwich panel[C] // IOP Conference Series: Materials Science and Engineering. IOP Publishing. 2016. Vol. 153 (1). P. 012002.



СЕКЦИЯ 3. ОСНОВОПОЛОЖНИКИ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ И ПРОБЛЕМЫ ТЕОРИИ И КОНСТРУКЦИЙ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

ПРОЕКТИРОВАНИЕ И ОТРАБОТКА АГРЕГАТА НАДДУВА, ИЗГОТОВЛЕННОГО С ПРИМЕНЕНИЕМ ТЕХНОЛОГИИ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ (СЛС)

Е.А. Белов, Н.Г. Иванов, В.Ю. Климов, П.С. Левочкин energo@npoem.ru

АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко»

Представлены результаты опытно-конструкторской работы по созданию перспективного агрегата наддува (АН), изготовленного с применением технологии селективного лазерного сплавления (СЛС) и предназначенного для использования в составе однокамерного жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). Рассмотрены конструкция перспективного АН, содержащего каналы теплоносителей, имеющие сложную конфигурацию, и вопросы отработки технологии изготовления деталей, входящих в состав перспективного АН, из сплава ЭП648ПС, полученного методом СЛС металлопорошковой композиции жаропрочного сплава на никелевой основе ЭП648. Представлены результаты огневых испытаний, подтверждающие высокую эффективность предложенной конструкции АН.

В настоящее время технология СЛС является одной из наиболее динамично развивающихся перспективных технологий формообразования. Данная технология позволяет изготавливать изделия из металла путем сплавления частиц металлического порошка лазерным лучом.

Технология СЛС позволяет изготовить детали сложнейшей геометрической формы, получить которые традиционными методами практически невозможно. Помимо того, применение технологии СЛС существенно сокращает время получения и соответственно отработки всего конечного изделия. Производство может быть начато сразу же после завершения этапа проектирования без изготовления, как правило, дорогостоящей оснастки.

Использование технологии СЛС позволяет повысить коэффициент использования материала и тем самым снизить стоимость производства изделия [1].

Технологию СЛС рациональнее всего использовать при создании узлов и агрегатов, состоящих из большого числа деталей, имеющих сложную геометрическую форму и содержащих большое число паяных и сварных соединений. Одним из таких агрегатов в жидкостном ракетном двигателе (ЖРД) является теплообменник, входящий в состав системы наддува баков ракеты-носителя.

В «НПО Энергомаш» была разработана конструкция перспективного агрегата наддува (АН) однокамерного ЖРД, представляющая собой теплообменник, содержащий каналы теплоносителей, имеющие сложную конфигурацию, и изготавливаемая по технологии СЛС.

Устанавливаемый в настоящее время на однокамерный двигатель АН предназначен для нагрева гелия, используемого для наддува баков окислителя и горючего ракеты-носителя «Ангара» и состоит из двух пластинчато-ребристых теплообменников [2].

АН представляет собой неразъемную паяно-сварную конструкцию, включающую в себя паяный пакет стенок и детали подвода и отвода теплоносителей [3].

К недостаткам данной конструкции АН можно отнести наличие в ней большого количества паяных швов и сложную технологию фрезерования каналов на стенках и крышках паяного пакета, увеличивающую сроки и стоимость изготовления агрегата.

Перспективный АН, изготовленный с применением технологии СЛС, так же, как и используемый в настоящее время АН, состоит из теплообменника наддува бака окислителя, и теплообменника наддува бака горючего и содержит три образованные каналами прямоугольной формы и изолированных друг от друга тракта: тракт генераторного газа и два тракта гелия.

Высокая компактность и эффективность АН достигаются за счет шахматного расположения прямоугольных каналов теплоносителей на участке интенсивного теплообмена. В процессе теплообмена участвуют не только верхняя и нижняя грань каждого канала теплоносителя, но еще и две его боковые стенки [4].

Таким образом, каждый канал одного из трактов АН отдает или принимает больше тепловой энергии, чем аналогичный по размерам канал пластинчато-ребристого теплообменника с плоскими пластинами.

К настоящему времени только использование технологии СЛС позволяет изготовить предложенную конструкцию АН. Данная конструкция АН по сравнению с устанавливаемым в настоящее время на однокамерный ЖРД АН имеет меньшее количество деталей, входящих в его состав (АН состоит из 10 деталей, используемый в настоящее время АН содержит 27 деталей), а также в 1,5 раза меньшую массу. При этом в конструкции перспективного АН отсутствуют паяные соединения.

Проведенные огневые испытания образцов перспективного АН в составе модельной газогенераторной установки подтвердили высокую эффективность предложенной конструкции АН.

Литература

- [1] Зленко М.А., Попович А.А., Мутылина И.Н. Аддитивные технологии в машиностроении. СПб.: Изд-во Политехнического университета, 2013. 223 с.
- [2] Ключева О.Г. Пластинчато-ребристый агрегат наддува однокамерного ЖРД. Ч. 3 // Труды АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко». 2007. № 25. С. 269–285.
- [3] Ключева О.Г. Унифицированный пластинчато-ребристый агрегат наддува однокамерного ЖРД. Часть 4 // Труды АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко». 2007. № 25. С. 286–01.
- [4] Беляев К.В. Пластинчатый теплообменник с шахматным расположением каналов. Патент РФ № 2535187 от 03.06.2013.

DESIGN AND DEVELOPMENT OF THE SUPERCHARGING UNIT MANUFACTURED USING SELECTIVE LASER MELTING (SLM) TECHNOLOGY

E.A. Belov, N.G. Ivanov, V.Y. Klimov, P.S. Levochkin

energo@npom.ru

JSC “NPO Energomash named after academician V.P. Glushko”

The results of experimental design work on the creation of a promising supercharging unit (SU), manufactured using selective laser melting technology and intended for use as part of a single-chamber liquid rocket engine (LRE), are presented. The design of promising SU containing channels of the heat transfer fluids having a complex configuration, and the issues

of development of the technology of manufacturing of parts of prospective SU from ЭП648ПС alloy obtained by SLM methods of metal-powder composition of high-temperature nickel-based ЭП648 alloy are considered. The results of fire tests that confirmed the high efficiency of the proposed design of SU are presented.

ИЗМЕНЕНИЕ КОНСТРУКЦИИ И ПРИНЦИПА ДЕЙСТВИЯ СТОЯНОЧНЫХ УПЛОТНЕНИЙ КИСЛОРОДНЫХ НАСОСОВ ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ (ЖРД)

Р.А. Коновалов

kra1992@mail.ru

АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко»

Рассматривается возможность применения концепции обгонной муфты в конструкции стояночных уплотнений насосов окислителя ЖРД с целью повышения их ресурса работы.

В настоящее время в ЖРД для обеспечения многократных запусков и работы в широком диапазоне дросселирования тяги применяются стояночные уплотнения (СУ). В наиболее тяжелых условиях работы находятся СУ, расположенные между полостями с горячим газом со стороны турбины и жидким кислородом со стороны насоса окислителя.

Работа СУ позволяет сохранять осевой зазор между вращающимся совместно с валом опорным элементом (опорным кольцом) и элементом, движущимся возвратно-поступательно (ползуном). Набор пружин, установленный в корпусе уплотнения, создает осевую силу, которая прижимает пирографитовое кольцо на ползуне к опорному кольцу, выполненному из бронзового сплава. При выходе двигателя на расчетный режим перепад давления на СУ ($\Delta P_{\text{СУ}}$) между полостью с рабочей жидкостью (жидким кислородом) со стороны насоса окислителя и полостью с горячим газом со стороны турбины создает осевую силу, превышающую осевую силу от пружин. При этом происходит открытие СУ.

При дросселировании тяги двигателя ниже эксплуатационных режимов, сила от перепада давления на ползуне уменьшается до уровня ниже суммарной силы пружин. При этом стояночное уплотнение закрывается.

Исходя из экспериментальных данных, полученных при испытаниях СУ на жидком азоте с вращением вала, открытие и закрытие СУ происходят при перепадах давлениях 13...17 кг/см². Закрытие СУ происходит при дросселировании тяги ниже $\approx 58\%$ номинала. Непосредственный контакт пирографитового и опорного колец происходит при частоте вращения вала $n_{\text{в}} \approx 9000$ об/мин [1]. Это приводит к излишнему износу пары трения пирографит — бронзовый сплав.

Одним из ключевых требований, предъявляемых к современным ЖРД, является возможность их многократного использования. Поэтому важную задачу представляет собой повышение эксплуатационного ресурса отдельных элементов конструкции двигателя. В данном докладе предлагается введение принципа действия обгонной муфты в работу СУ для замены управляющего воздействия с $\Delta P_{\text{СУ}}$ на $n_{\text{в}}$ в системе «Насос окислителя — турбина — СУ». В качестве звена, преобразующего частоту вращения вала в осевое перемещение ползуна, выступает набор шариков. Данные шарики, изготовленные из высокоуглеродистой шарикоподшипниковой стали и предназначенные для работы в агрессивных средах, вращаются совместно с валом.

Под действием центробежной силы шарики начинают движение по специально спрофилированным каналам между вращающимся опорным кольцом и ползуном, который одновременно с возвратно-поступательным движением вращается с частотой вала.

Каналы между вращающимся ползуном и опорным кольцом спрофилированы таким образом, что центробежная сила, действующая на шарики, раскладывается на составляющие. При этом одна из составляющих центробежной силы направлена вдоль оси вала и приводит в движение ползун.

Для уменьшения износа каналов, по которым происходит качение шариков, их поверхности азотируются с последующей проверкой твердости азотируемого слоя.

Чтобы открытие СУ не происходило в начальный момент вращения вала, а также для обеспечения плавного закрытия, в корпусе СУ устанавливается пружина, прижимающая ползун с пирографитовым кольцом к опорному кольцу. Для уменьшения износа пружины между ней и вращающимся ползуном через набор тел качения устанавливается элемент, который непосредственно контактирует с пружиной и обладает только возвратно-поступательной степенью свободы.

При достижении определенной частоты вращения вала осевая составляющая центробежной силы, действующей на шарики, превосходит по величине усилие от пружины — происходит открытие СУ. При дросселировании тяги и, соответственно, снижении частоты вращения вала осевая составляющая центробежной силы опускается ниже уровня усилия, создаваемого пружиной, — СУ закрывается.

Описанное в докладе изменение принципа действия и конструкции позволит значительно уменьшить частоту вращения, при которой происходит контакт пары трения, а следовательно, повысить эксплуатационный ресурс СУ.

Литература

- [1] Гребенюк А.Т., Каналин Ю.И., Полетаев Н.П. Расчетно-методическое обеспечение проектирования стояночного уплотнения кислородного насоса ЖРД // Труды АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко». 2014. № 31. С. 131–145.

CHANGING THE DESIGN AND PRINCIPLE OF OPERATION OF PARKING SEALS OF OXYGEN PUMPS OF LRE

R.A. Konovalov

energo@npom.ru

JSC “NPO Energomash named after academician V.P. Glushko”

The possibility of applying the concept of overrunning clutch in the design of parking seals of LRE oxidizer pumps, in order to increase their service life are considered in report.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ВИБРАЦИЙ НА РЕСУРС ТРУБОПРОВОДОВ МАЛОГО ДИАМЕТРА ЖИДКОСТНОГО РАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ (ЖРД)

И.М. Сулейманов, Д.С. Мартиросов, В.И. Пастухов

ilsultys7@gmail.com

АО «НПО Энергомаш им. академика В.П. Глушко»

Анализируется воздействие вибрации на ресурс трубопроводов ЖРД.

Получена оценка ресурса трубопроводов малого диаметра (до 20 мм) в составе ЖРД, находящихся под воздействием вибрационных нагрузок в диапазоне частот до 10 000 Гц при огневых испытаниях (ОИ).

Рассматриваются конкретные виды разрушения трубопроводов в процессе огневого испытания под действием циклических нагрузок. Установлено, что основные механизмы разрушения — резонансные возмущения и многоцикловая усталость материала конструкции — приводят к разрушению соединения трубопровода с наконечником в районе сварного шва. Разработана математическая модель напряженно-деформированного состояния (НДС) трубопровода для прогноза ресурса. Результаты математического моделирования подтверждены экспериментально с использованием вибро- и тензометрии. Приведен пример корреляции данных вибро- и тензометрирования для оценки ресурса трубопровода.

Экспериментально определена связь числа циклов нагружения с выработкой ресурса. Разработан ряд мероприятий по уточнению оценки ресурса трубопроводов и их элементов (тройников и наконечников), к которым относятся:

- выявление наиболее вибронагруженных частей трубопроводов и их резонансных частот;
- корректировка модели НДС трубопроводов;
- минимизация монтажных напряжений путем контроля напряжений, возникающих в процессе затягивания накидных гаек трубопроводов на ответные штуцеры во время сборки двигателя;
- мониторинг вибраций корпусных деталей агрегатов, к которым подведены трубопроводы, трехкомпонентными акселерометрами.

Рекомендуется в качестве одного из направлений дальнейших исследований определить причины расхождения расчетно-экспериментальной оценки выработанного ресурса и оценки, полученной по металлографической экспертизе.

ANALYSIS OF THE INFLUENCE OF VIBRATIONS ON THE RESOURCE OF PIPELINES OF A SMALL DIAMETER OF A LIQUID ROCKET ENGINE (LRE)

I.M. Suleymanov, D.S. Martirosov, V.I. Pastuhov

ilsullys7@gmail.com

JSC “NPO Energomash named after academician V.P. Glushko”

The effect of vibration on the life of the LRE pipelines is analyzed.

The assessment of the resource consumption of small-diameter (up to 20 mm) pipelines in the composition of the rocket engine, under the influence of vibrational loads (in the frequency range up to 10,000 Hz) during hot tests (HT) is obtained.

Concrete types of pipeline destruction during the fire test under cyclic loads are considered. It has been established that the main mechanisms of failure are resonant disturbances and multi-cycle fatigue of the structural material. The stress-strain state of the pipeline mathmodel is developed. The data obtained from accelerometers and tensometers during the HT are used. An example of the correlation of the monitoring of vibration data and strain gauging of the pipeline to assess its resource is introduced.

The relationship between the number of loading cycles and the production of a resource using simulation for the pipeline is experimentally determined.

A number of measures have been developed to clarify expenditure and control the resource of pipelines and their elements (tees and tips):

- identification of the most vibro-loaded parts of pipelines, including their resonant frequencies during the HT;
- the math model correction;
- minimizing mounting stresses by controlling the stresses that arise when tightening the union nuts of the pipelines to the mating fittings during engine assembly;
- monitoring the vibration of the hull parts of the units, to which the pipelines are connected, with three-component accelerometers.

It is recommended, as one of the areas for further research, to identify and eliminate the reasons that in some cases the calculated and experimental estimate of the developed resource is significantly lower than the estimate obtained by metallographic examination.

СТАТИЧЕСКАЯ ЧУВСТВИТЕЛЬНОСТЬ ТЯГОВО-ИМПУЛЬСНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРЯМОТОЧНОГО ВОЗДУШНО-РЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ ДЛЯ ВОЗДУШНО-КОСМИЧЕСКОГО САМОЛЕТА

В.В. Святушенко

vv_svyatushenko@mail.ru

А.А. Шишков

Д.А. Ягодников

daj@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрено влияние отклонений возмущающих факторов различной природы на величину тягово-импульсных характеристик прямоточного воздушно-реактивного двигателя на криогенном углеводородном горючем в составе воздушно-космического самолета. Разработана инженерная методика определения выходных характеристик двигателя в зависимости от траекторных параметров, характеристик используемого горючего и параметров рабочего процесса.

Осуществление высокоскоростных пассажирских и транспортных перевозок с помощью воздушно-космических самолетов (ВКС) обеспечит:

- повышение топливной эффективности самолета за счет снижения расхода горючего на километр пути;
- возможность экстренной доставки крупногабаритных грузов на большие расстояния;
- сокращение времени полета (Москва–Вашингтон — 2...2,5 ч, Москва–Сидней — 4...5 ч).

Теоретические и экспериментальные исследования [1, 2] показывают, что двигательной установкой, способной обеспечить полет со скоростями, соответствующими числу Маха $M > 5$, является прямоточный воздушно-реактивный двигатель (ПВРД).

Одной из особенностей двигателей данного типа является высокая чувствительность его выходных характеристик к изменению внешних (скорость, высота, угол атаки и пр.) и внутренних параметров (расход воздуха, расход горючего и пр.) при выполнении заданных маневров и осуществлении регулирования рабочего процесса.

В связи с этим разработка инженерной методики, позволяющей провести оценку статической чувствительности тягово-импульсных характеристик в обеспечение устойчивости работы двигателя при выполнении полетного задания, представля-

ется актуальной задачей, способствующей созданию устойчивого и эффективного ПВРД для ВКС.

Цель работы — создание инженерной методики расчета статической чувствительности тягово-импульсных характеристик ПВРД на криогенном углеводородном горючем для современного ВКС.

В качестве объекта исследования был выбран модельный ПВРД, интегрированный с летательным аппаратом (ЛА), предназначенный для работы на больших высотах со скоростями полета, соответствующими числам Маха $M_\infty > 5$.

Для определения взаимозависимости между тягово-импульсными характеристиками и влияющими параметрами в обеспечение создания инженерной методики использовался метод малых отклонений [3, 4], позволяющий произвести линеаризацию исходных уравнений процессов относительно расчетного режима работы двигателя. Полученные после преобразований соотношения связывают относительные отклонения контрольной характеристики с рассматриваемыми возмущающими факторами. Разработанная методика позволяет определить коэффициенты влияния возмущающих факторов на тягу и удельный импульс ПВРД.

Представленная методика была использована для проведения расчетов отклонений характеристик модельного двигателя. Анализ полученных коэффициентов влияния показал следующее:

- наибольшее влияние на тягу ПВРД оказывает коэффициент избытка окислителя в камере сгорания двигателя, из чего следует возможность осуществления глубокого регулирования рабочего процесса с помощью варьирования соотношения окислителя и горючего;

- высокая чувствительность тяги и удельного импульса к изменению траекторных параметров — скорости и угла атаки — указывает на целесообразность осуществления крейсерского режима полета с поддержанием значений данных параметров неизменными;

- изменение высоты полета относительно маршевого значения несущественно сказывается на величине тяги и удельного импульса ПВРД.

Литература

- [1] Курзинер Р.И. Реактивные двигатели для больших сверхзвуковых скоростей полета. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1989. 263 с.
- [2] Проектирование и отработка ракетно-прямоточных двигателей на твердом топливе: учебное пособие / под об. ред. В.А. Сорокина. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016. 317 с.
- [3] Черкез А.Е. Инженерные расчеты газотурбинных двигателей методом малых отклонений. М.: Машиностроение, 1975. 355 с.
- [4] Волков Е. Б. Статика и динамика ракетных двигательных установок. Кн. I. Статика / Е.Б. Волков, Т.А. Сырицын, Г.Ю. Мазинг. М.: Машиностроение, 1978. 320 с.

STATIC SENSITIVITY OF A SPACEPLANE RAMJET'S THRUST AND IMPULSE

V.V. Svyatushenko

A.A. Shishkov

D.A. Yagodnikov

vv_svyatushenko@mail.ru

daj@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow

The work deals with the effect that various perturbations have on values of thrust and impulse of a spaceplane's ramjet operating on liquid hydrocarbon fuel. Presented is an engineering technique of evaluating the engine's output characteristics in relation to trajectory parameters, properties of fuel and workflow parameters.

Implementation of spaceplanes for rapid transportation of cargo and passengers alike will provide several advantages:

- increase in fuel efficiency by means of lowering fuel consumption per km;
- possibility of emergency delivery of bulky cargo to distant locations;
- reduced flight time (2-2.5 hrs. for Moscow-Washington route, 4-5 hrs. for Moscow-Sydney route).

Theoretical and experimental study [1, 2] shows that ramjet is the type of engine capable of providing propulsion for flight with Mach number greater than 5.

One of the specific features of ramjet engine is high sensitivity of its output characteristics to changes in external (speed, altitude, angle of attack etc.) and internal (fuel and air flow rates etc.) parameters during maneuvering and workflow control.

This makes it a relevant task to develop an engineering technique of evaluating static sensitivity of the engine's thrust and impulse during flight mission in order to design a stable and efficient spaceplane ramjet.

The purpose of this work is to create an engineering technique for evaluation of a liquid hydrocarbon-fueled ramjet's thrust and impulse static sensitivity.

The object of the study is a model ramjet integrated into an aerial vehicle designed for high-altitude flight with Mach number greater than 5.

To establish codependence between thrust and impulse characteristics and the parameters affecting them in order to design above-mentioned technique, small-deflection theory was used [3, 4] which allowed for linearization of initial equations in relation to the engine's designated firing duration. The relations acquired in such manner link a controlled characteristic's relative deviations to values of perturbations studied. The technique allows to find coefficients of influence of various perturbations of the ramjet's thrust and impulse.

Presented technique was implemented to calculate deviation of model engine's characteristics. Analysis of influence coefficients acquired shows that:

- excess oxidant ratio in the ramjet's combustion chamber has the most profound effect on its thrust, which shows the possibility for deep workflow control by varying fuel-to-oxidant ratio;
- thrust and specific impulse are highly sensitive to speed and angle of attack, which demonstrates the desirability of cruise flight with such trajectory parameters kept at a constant level;
- changes in altitude relative to cruise value are insignificant to the ramjet's thrust and impulse.

Reference

- [1] Kurziner R.I. Rocket engines for high supersonic flight. 2nd edition. Moscow, Mashinostroenie publ., 1989. 263 p.
- [2] Sorokin V.A. et al. Designing and testing solid-fuel ram-rocket engines: a study guide. Moscow, BMSTU publ., 2016. 317 p.
- [3] Cherkez A.E. Engineering analysis of gas-turbine engines by means of small deflections theory. Moscow, Mashinostroenie publ., 1975. 355 p.
- [4] Volkov E.B., Syritzin T.A., Mazing G.Yu. Statics and dynamics of rocket engines. Volume I: Statics. Moscow, Mashinostroenie publ., 1978. 320 p.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ИНЖЕКЦИИ ДВУХФАЗНЫХ ПРОДУКТОВ ГАЗИФИКАЦИИ ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО КОНДЕНСИРОВАННОГО МАТЕРИАЛА В КАНАЛЕ ПОСТОЯННОГО СЕЧЕНИЯ С ПЛОХООБТЕКАЕМЫМ ТЕЛОМ

К.Ю. Арефьев^{1,2,3}

kyarefev@ciam.ru

М.А. Абрамов^{1,2,3}

А.В. Воронецкий¹

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² ФГУП «ЦИАМ им. П.И. Баранова»

³ МФТИ

Рассмотрены вопросы организации эффективного горения двухфазных продуктов газификации энергетического конденсированного материала в каналах постоянного сечения. Проанализированы равномерность распределения газовой и конденсированной фазы, а также интенсивность газодинамического воздействия на частицы. Определено влияние наличия плохообтекаемого тела, установленного перед соплом инжекции продуктов газификации энергетического конденсированного материала.

С целью повышения эффективности горения двухфазных продуктов газификации (ПГ) энергетического конденсированного материала (ЭКМ) в каналах различной конфигурации, необходимо оптимизировать их проточные тракты в зависимости от режимов работы. Как показали предварительные исследования, наиболее значительное влияние на эффективность горения оказывает конфигурация системы инжекции ПГ ЭКМ.

В работе рассмотрен вариант инжекции ПГ ЭКМ в канал постоянного сечения со скоростями сносящего воздушного потока, соответствующими числам Маха $M = 0,2...0,4$. Проведены расчеты для вариантов инжекции ПГ ЭКМ спутно и поперечно сносящему потоку. Проанализированы равномерность распределения газовой и конденсированной фазы, а также интенсивность газодинамического воздействия на частицы. Определено влияние наличия плохообтекаемого тела, установленного перед соплом инжекции ПГ ЭКМ.

Показано, что в случае инжекции ПГ ЭКМ поперечно сносящему потоку в область за пилоном удастся повысить равномерность распределения полидисперсной конденсированной фазы в канале. Следует отметить, что для частиц диаметрами более 10 мкм реализуются относительные числа Вебера $We = 120...300$, что указывает на возможность деструкции жидкой оксидной пленки на их поверхности.

Проведенные расчеты показывают, что надлежащий выбор системы инжекции ПГ ЭКМ позволяет повысить коэффициент полноты сгорания частиц конденсированной фазы ПГ ЭКМ на 15...25 % относительно спутной подачи и подачи поперечной без использования пилона.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (проект № 19-49-02031).

MODELING OF ENERGY CONDENSED MATERIAL TWO-PHASE GASIFICATION PRODUCTS IN A PERMANENT BODY CHANNEL INJECTION

K.Yu. Arefyev^{1,2,3}

kyarefev@ciam.ru

M.A. Abramov^{1,2,3}

A.V. Voronetskiy¹

¹ Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

² Central Institute of Aviation Motors, Moscow, Russia

³ Moscow Institute of Physics and Technology, Dolgoprudny, Russia

The paper considers the organization of efficient combustion of two-phase gasification products of energy condensed material in constant cross section channels. The uniformity of the gas and condensed phases distribution, as well as the intensity of the gas-dynamic effect on the particles, are analyzed. The influence of the presence of a poorly streamlined body installed in front of the nozzle of the injection of gasification products of energy condensed material is determined.

In order to increase the combustion efficiency of two-phase gasification products (GP) of energy-condensed material (ECM) in channels of various configurations, it is necessary to optimize their flow paths depending on operating conditions. As preliminary studies have shown, the GP of ECM injection system configuration has the most significant role in the combustion efficiency.

The paper considers the GP of ECM injecting version. Injection made into a constant cross section channel with airflow velocities corresponding to Mach numbers $M = 0,2...0,4$. Calculations are made for the options for the GP of ECM injection in the satellite and transversely to the flow carrying away. The uniformity of the distribution of the gas and condensed phases, as well as the intensity of the gas-dynamic effect on the particles, are analyzed. The influence of a poorly streamlined body installed in front of the GP of ECM injection nozzle is determined.

It is shown that in the case of GP of ECM injection made transversely to the flow in the region behind the pylon, it is possible to increase the polydisperse condensed phase distribution uniformity in the channel. It should be noted that for particles with diameters greater than 10 μm , Weber relative numbers $We = 120...300$ are realized. It indicates the liquid oxide film on their surface destruction possibility.

The calculations show that the appropriate choice of the GP of ECM injection system allows to increase the combustion completeness coefficient of the GP of ECM condensed phase particles by 15...25 % relative to the satellite feed and cross feed without using a pylon.

*This work was financially supported by the Russian Science Foundation
(project No 19-49-02031).*

ОСОБЕННОСТИ МОДЕЛИРОВАНИЯ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В КАМЕРЕ ДОЖИГАНИЯ РПД НА БОРСОДЕРЖАЮЩЕМ ТТ

С.С. Торгашов, Л.А. Филимонов

ashgrowen@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Анализ математических моделей, описывающих горение частиц бора, позволил выявить условия реализации высокоскоростного режима горения. С учетом данных условий представлены особенности моделирования рабочего процесса в камере дожигания ракетно-прямоточного двигателя на примере проведенного численного расчета.

В настоящее время ведутся активные работы, связанные с созданием ракетно-прямоточных двигателей (РПД) на борсоодержащем твердом топливе (ТТ). Бор как компонент газогенераторного ТТ вызывает особый интерес ввиду его высоких энергетических характеристик. Однако реализация эффективного рабочего процесса горения частиц бора в условиях камеры дожигания РПД весьма затруднительна. При разработке и оптимизации конструкции РПД особую роль играет численное моделирование рабочего процесса с учетом особенностей горения частиц бора в воздушной среде. Главной из этих особенностей является возможность реализации двух режимов горения частиц бора: поверхностного и парофазного. Поскольку парофазному режиму соответствуют наибольшие значения скорости горения, его реализация в условиях камеры дожигания РПД наиболее предпочтительна. Следует отметить, что возможность реализации парофазного режима зависит от ряда параметров, таких как массовое содержание окислительных элементов в газовой фазе, диаметр частиц, температура и давление газовой фазы.

С целью получения математических зависимостей, отражающих условия реализации парофазного режима, был проведен параметрический анализ различных моделей горения частиц бора, разработанных М. Кингом [1], К. Куо [2] и Б. Калпакли [3]. В результате проведенного анализа показано, что парофазный режим наступает при превышении скорости горения частицы определенного значения, равного 0,55...0,6 мм/с. Данное условие было учтено при численном моделировании тестовой задачи, заключающейся в расчете параметров рабочего процесса в камере дожигания РПД на борсоодержащем ТТ.

Численное моделирование проводилось в среде Ansys Fluent. Горение частиц описывалось следующим образом. С помощью разработанного скрипта задавалась скорость сублимации частицы бора. При этом предполагалось, что реакция горения бора с кислородом протекала в газовой фазе. Помимо того, учитывалось химическое взаимодействие газообразных продуктов газогенерации с кислородом (брутто-реакция). Проведена серия расчетов, в ходе которых использовались различные формулы для скорости горения бора, соответствующие рассмотренным моделям, при переменных значениях режимных параметров в камере дожигания. Анализ результатов численного моделирования позволил выявить пространственную локацию зон в камере дожигания РПД, в которых реализуется парофазный режим горения.

Литература

- [1] King M.K. Ignition and Combustion of Boron Particles and Clouds // Journal of Spacecraft and Rockets. 1982. Vol. 19, No. 4. Pp. 294–306.
- [2] Yen C.L., Kuo K.K. Ignition and Combustion of Boron Particles // Progress in Energy and Combustion Science. 1996. Vol. 22. Pp. 511–541.
- [3] Kalpakli B., Acar E.B., Ulas A. Improved Combustion Model of Boron Particles for Ducted rocket combustion chambers // Combustion and Flame. 2017. Vol. 179. Pp. 267–279.

PECULIARITIES OF THE COMBUSTION SIMULATION IN THE AFTERBURNING CHAMBER OF THE BORON-CONTAINING SOLID FUEL ROCKET-RAMJET ENGINE

S.S. Torgashov, L.A. Filimonov

ashgrowen@yandex.ru

Bauman Moscow State Technical University

The analysis of mathematical models describing the combustion of boron particles revealed the conditions for the implementation of a high-speed combustion regime. Taking into account these conditions, the peculiarities of the combustion simulation in the afterburning chamber of the rocket-ramjet engine are presented on the example of the numerical calculation.

Currently, active work is underway related to the creation of rocket-ramjet engines (RRE) on boron-containing solid fuel (SF). Boron, as a component of gas-generating SF, is of particular interest due to its high energy characteristics. However, the implementation of effective work of the combustion process of boron particles in terms of afterburners RRE is rather difficult. When developing and optimizing the design of RRE the special role played by the numerical modeling of combustion process with the peculiarities of combustion of boron particles in the air. Chief among these peculiarities is the possibility of implementing two modes of combustion of boron particles: surface (kinetic) and vapor (diffusion). Since the vapor-phase mode corresponds to the highest values of the combustion rate, its implementation in the conditions of the afterburning chamber of the RRE is most preferable. It should be noted that the possibility of implementing a diffusion regime depends on a number of parameters, such as the mass content of oxidizing elements in the gas phase, the diameter of the particles, the temperature and pressure of the gas phase.

With the aim of obtaining mathematical correlations that reflect the conditions of implementation of the diffusion regime, was carried out parametric analysis of different models of combustion of boron particles, developed by M. King [1], K. Kuo [2] and B. Kapakli [3]. In the result of the analysis it is shown that diffusion mode occurs when the rate of burning particles of a certain value, equal to 0.55...0.6 mm/s. This condition was taken into account in the numerical simulation of the test problem, which consisted in calculating the parameters of the working process in the afterburning chamber of RRE on boron-containing SF.

Numerical simulation was carried out in ANSYS Fluent. Combustion of particles is described as follows. With the help of the developed script, the rate of sublimation of the boron particle was set. It was assumed that the combustion reaction of boron with oxygen was leaking in the gas phase. In addition, the chemical interaction of gaseous products of gas generation with oxygen (gross reaction) was taken into account. A series of calculations, which used various formulas for the burning rate of boron, corresponding to the considered models, at varying values of the operating parameters of the afterburner. Analysis of the results of numerical simulations allowed to identify the spatial location of the zones in the afterburner RRE that implement the diffusion combustion regime.

References

- [1] King M.K. Ignition and Combustion of Boron Particles and Clouds // Journal of Spacecraft and Rockets. 1982. Vol. 19, No. 4. Pp. 294–306.
- [2] Yen C.L., Kuo K.K. Ignition and Combustion of Boron Particles // Progress in Energy and Combustion Science. 1996. Vol. 22. Pp. 511–541.
- [3] Kalpakli B., Acar E.B., Ulas A. Improved Combustion Model of Boron Particles for Ducted rocket combustion chambers // Combustion and Flame. 2017. Vol. 179. Pp. 267–279.

АНАЛИЗ ВЛИЯНИЯ ТЕМПЕРАТУРЫ СТЕНКИ НА ПАРАМЕТРЫ РАБОЧЕГО ПРОЦЕССА В СВЕРХЗВУКОВОЙ КАМЕРЕ СГОРАНИЯ ПРЯМОТОЧНОГО ВРД НА ВОДОРОДНОМ ТОПЛИВЕ

К.Ю. Арефьев^{1,2}

А.В. Воронцовский²

С.В. Кручков^{1,2}

kruchkov-93@mail.ru

¹Центральный институт авиационного моторостроения им. П. И. Баранова

²МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва

Настоящая работа посвящена исследованию влияния температуры стенки на эффективность горения водорода в сверхзвуковой камере сгорания (КС) высокоскоростного летательного аппарата (ЛА).

В настоящее время к числу актуальных относится вопрос создания перспективных транспортных систем для трансконтинентальных и суборбитальных перевозок грузов и пассажиров на базе высокоскоростных летательных аппаратов [1]. Важной задачей является разработка для таких ЛА силовых установок с высокими показателями энергоэффективности.

Повышение эффективности силовых установок высокоскоростных ЛА может быть обеспечено посредством реализации горения топлива в сверхзвуковой камере сгорания. Как показывают предварительные исследования, в сверхзвуковых КС качество рабочего процесса (коэффициент полноты сгорания, коэффициент тепловых потерь) существенно зависит от температуры стенки $T_{\text{ст}}$. Это связано с влиянием $T_{\text{ст}}$ на период индукции воспламенения, скорость протекания химических реакций, структуру газодинамического течения и тепловые потоки в стенке двигателя [2]. Следует отметить, что на данный момент крайне ограниченное количество исследований посвящено влиянию температуры стенки сверхзвуковой КС на эффективность сгорания водорода в ней.

В связи с этим в работе выполнено численное моделирование горения водорода в сверхзвуковой КС с числом Маха на входе $M \approx 2$. Выполнены варианты расчетов при $T_{\text{ст}} = 300 \dots 2000$ К, а также для случая адиабатической стенки.

Показано, что $T_{\text{ст}}$ оказывает большое влияние на распределение давления газа в проточном тракте и структуру потока в КС. Отмечено, что с увеличением температуры стенки происходит смещение начала области повышения давления газа в сторону входного сечения. Интенсификация воспламенения топливной смеси и стабилизация пламени в сверхзвуковой КС с числом Маха на входе $M \approx 2$ происходят при температурах стенки более 1300 К. Повышение $T_{\text{ст}}$ от 300 до 2000 К позволяет увеличить коэффициент полноты сгорания на 3...5 % и импульс потока в выходном сечении КС более чем на 6 %.

Литература

- [1] Дегтярь В.Г., Сон Э.Е. Гиперзвуковые летательные аппараты. Т. 1. М.: Янус-К, 2016. 812 с.
- [2] Wen Bao, Youhai Zong, Juntao Chang, Qingchun Yang, and Jichao Hu. Effects of Wall Temperature on the Scramjet Combustion Characteristics. Proceedings of the 10th International Symposium on Experimental Computational Aerothermodynamics of Internal Flows. 2011. Vol. 7.

ANALYSIS OF THE INFLUENCE OF WALL TEMPERATURE ON THE PARAMETERS OF THE WORKING PROCESS IN A SUPERSONIC COMBUSTION CHAMBER RAMJET WITH HYDROGEN FUEL

K.J. Arefyev^{1,2}

A.V. Voronetsky²

S.V. Kruchkov^{1,2}

kruchkov-93@mail.ru

¹ Central Institute of Aviation Motors

² Bauman Moscow State Technical University

The present work is devoted to the study of the effect of wall temperature on the efficiency of hydrogen combustion in a supersonic combustion chamber (CC) of a high-speed aircraft.

Currently, the issue of creating promising transport systems for transcontinental and suborbital transportation of goods and passengers based on high-speed aircraft is one of the topical issues [1]. An important task is the development of power plants for such aircraft with high energy efficiency.

Improving the efficiency of power plants of high-speed aircraft can be achieved through the implementation of fuel combustion in a supersonic combustion chamber. As preliminary studies show, in supersonic CC the quality of the working process (coefficient of completeness of combustion, coefficient of heat loss) substantially depends on the wall temperature T_w . This is due to the influence of T_w on the period of ignition induction, the rate of chemical reactions, the structure of the gas-dynamic flow, and heat fluxes into the engine walls [2]. It should be noted that at the moment a very limited number of studies are devoted to the influence of the wall temperature of a supersonic combustion chamber on the efficiency of hydrogen combustion in it.

In this regard, a numerical simulation of the combustion of hydrogen in a supersonic combustion chamber with a Mach number at the input $M \approx 2$ was performed. The calculation options were performed at $T_w = 300 \dots 2000$ K, as well as for the case of an adiabatic wall.

It was shown that T_w has a great influence on the distribution of gas pressure in the flow path and the flow structure in the CC. It was noted that with an increase in the wall temperature, the beginning of the region of increase in gas pressure toward the inlet section shifts. The intensification of ignition of the fuel mixture and stabilization of the flame in a supersonic CC with a Mach number at the input $M \approx 2$ occurs at wall temperatures of more than 1300 K. An increase in T_w from 300 K to 2000 K allows one to increase the coefficient of completeness of combustion by 3...5 % and the flow momentum in the output section of the combustion chamber by more than 6 %.

References

- [1] Degtyar V.G., Son E.E. Hypersonic Aircraft. Tom. 1. Moscow, Janus-K, 2016. 812 p.
- [2] Wen Bao, Youhai Zong, Juntao Chang, Qingchun Yang, and Jichao Hu. Effects of Wall Temperature on the Scramjet Combustion Characteristics. Proceedings of the 10th International Symposium on Experimental Computational Aerothermodynamics of Internal Flows. 2011. Vol. 7.

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ ТЕПЛООБМЕНА В ТРАКТЕ ОХЛАЖДЕНИЯ КАМЕРЫ ЖРД, ВЫПОЛНЕННОМ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

В.П. Александренков

К.Е. Ковалев

Д.А. Ягодников

kovalev.k@bmstu.ru

daj@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Выполнено расчетно-теоретическое исследование температурного состояния модельной камеры ЖРД для разработки практических рекомендаций по повышению эффективности системы охлаждения с предельно высокой степенью оребрения. Создана трехмерная математическая модель, включающая в себя замкнутую систему уравнений гидродинамики, а также начальные и граничные условия для элемента камеры модельного ЖРД с продольным расположением каналов в тракте охлаждения, выполненном с использованием аддитивных технологий. Рассчитаны поля скоростей, давлений и температур в характерных зонах тракта охлаждения при различных значениях массового расхода охладителя.

Совершенствование способов теплозащиты камер жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) (наружного проточного охлаждения) приводит к поиску различных новых способов интенсификации теплообмена в трактах. Определение теплогидравлических характеристик (ТГХ) при этом становится важной и необходимой задачей исследования.

Для предварительной оценки процессов теплообмена и прогнозирования температурного состояния конструкции модельного ЖРД разработана математическая модель. Данная модель включает в себя замкнутую систему уравнений, а также начальные и граничные условия для элемента камеры модельного ЖРД с продольным расположением ребер в тракте охлаждения, выполненного с использованием аддитивных технологий.

Представлены расчетные сетки для рассматриваемых элементов камеры ЖРД. В качестве материала стенки рассматривается хромистая бронза и сталь AISI-316L. При расчете температурного состояния конструкции в качестве охладителя использовалась вода. При моделировании течения воды применялась ламинарная модель течения, для продуктов сгорания — турбулентная модель Spalart-Allmaras. Рассмотрены результаты численного моделирования в программном комплексе Ansys Fluent с явной конечно-разностной схемой. Получены поля распределения скоростей, давлений и температур охладителя по длине тракта охлаждения для стационарного режима работы модельного ЖРД, а также поля температур огневой стенки камеры.

MATHEMATICAL MODEL OF HEAT TRANSFER IN THE COOLING PATH OF THE LRE CHAMBER MADE USING ADDITIVE TECHNOLOGIES

V.P. Alexandrenkov

K.E. Kovalev

D.A. Yagodnikov

kovalev.k@bmstu.ru

daj@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

The paper presents a computational and theoretical study of the temperature state of the model LRE chamber for the development of practical recommendations to improve the efficiency of the cooling system with an extremely high degree of finning. A three-dimensional mathematical

model was created, including a closed system of hydrodynamic equations, as well as initial and boundary conditions for the chamber element of a model LRE with a longitudinal arrangement of channels in the cooling path, made using additive technologies. The velocity, pressure and temperature fields in the characteristic zones of the cooling path at different values of the mass flow rate of the cooler are calculated.

Improvement of methods of thermal protection of chambers of liquid rocket engines (LRE) (external flowing cooling) leads to search of various new ways of intensification of heat exchange in paths. Determination of thermal-hydraulic characteristics (TGH) thus becomes an important and necessary task of research.

A mathematical model has been developed for preliminary assessment of heat transfer processes and prediction of the temperature state of the model LRE structure. This model includes a closed system of equations, as well as initial and boundary conditions for the chamber element of a model LRE with a longitudinal arrangement of ribs in the cooling path, performed using additive technologies.

The calculated grids for the considered elements of the LRE chamber are presented. Chrome bronze and AISI-316L steel are considered as the wall material. Water was used as a cooler when calculating the temperature state of the structure. The laminar flow model was used to model water flow, and the turbulent Spalart — Allmaras model was used for combustion products. The results of numerical simulation in the Ansys Fluent software complex with an explicit finite-difference scheme are considered. The obtained distribution of the field velocities, pressures and temperatures cooler along the length of the cooling tract for the stationary mode of operation of the model rocket engine, and also temperature field firing chamber walls.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОЛНОВЫХ ПРОЦЕССОВ В ЖИДКОСТНОЙ РАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКЕ НА УНИТАРНОМ ТОПЛИВЕ

А.В. Рудинский¹

ravman@bmstu.ru

Д.А. Ягодников¹

daj@bmstu.ru

Р.С. Рязанов¹

Н.В. Сумнительный¹

А.В. Гайнутдинов²

alex.gainutdinov@yandex.ru

М.В. Мальцев²

М.А. Стрелец²

М.Н. Середников²

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² КБ химмаш им. А.М. Исаева

Описана математическая модель волновых процессов в разветвленных магистралях ЖРДУ на унитарном топливе, возникающих при работе запорно-регулирующей арматуры (клапанов, регуляторов расхода) и низкочастотных колебаниях давления в КС. Модель позволяет определять временные реализации давления и расхода в выбранном сечении ПГС. Приводятся результаты тестовых расчетов и верификации модели.

Математическая модель описывает свойства гидравлических потоков (давления и расхода) в магистралях разветвленной пневмогидравлической схемы (ПГС) жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ) в одномерной нестационарной постановке

при открытии или закрытии клапанов, дросселировании расхода и возникновении низкочастотных (до 200 Гц) колебаний давления в камере сгорания. Модель состоит из уравнений неразрывности и движения вязкой жидкости, модифицированных до вида системы волновых уравнений. Система уравнений интегрировалась в алгоритме программы численно методом конечных разностей. Для разностной аппроксимации использовалась трехслойная схема [1]. Первичная валидация проводилась путем сравнения с «точным» решением системы уравнений модифицированным методом Фурье — Бернулли [2]. При этом относительное изменение давления в КС в граничных условиях задавалось с учетом полученных экспериментальных данных при испытании ЖРДУ, топливом для которой являлся гидразин [3].

Проведена серия параметрических расчетов характеристик гидравлических потоков в разветвленных магистралях ЖРДУ: изменения значений давления и расхода при варьировании начальной температуры жидкого гидразина, перепадов давлений на потребителях (камер ЖРД) и уровня давления в камерах сгорания ЖРДУ.

Выполненная верификация математической модели и алгоритма численного расчета с использованием программы, реализующей математическую модель, при сравнении с результатами опубликованных расчетно-экспериментальных исследований волновых процессов в гидравлических магистралях, в том числе гидроудара при закрытии клапана, подтвердила адекватность математической модели и корректность принятых допущений.

Выработаны рекомендации по оптимизации геометрических параметров гидравлических магистралей ЖРДУ с целью уменьшения амплитуды колебаний давления при дросселировании.

Литература

- [1] Чарный И.А. Неустановившееся движение реальной жидкости в трубах. Изд. 2-е, перераб. и доп. М.: Недра, 1975. 296 с.
- [2] Самарский А.А. Введение в теорию разностных схем. М.: Наука, 1971. 553 с.
- [3] Баленков Д.С., Ледков Я.Ю., Назаров В.П. Технический анализ вариантов конструктивных схем ЖРД посадочной платформы космического аппарата «Экзомарс» // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2017. Т. 1. С. 113–115.

MATHEMATICAL MODELING OF WAVE PROCESSES IN A LIQUID ROCKET ENGINE INSTALLATION ON A UNITARY FUEL

A.V. Rudinskii¹

ravman@bmstu.ru

D.A. Yagodnikov¹

daj@bmstu.ru

R.S. Ryazanov¹

N.V. Sumnitelny¹

A.V. Gainutdinov²

gainutdinov@yandex.ru

M.V. Maltsev²

M.A. Sagittarius²

M.N. Serednikov²

¹ BMSTU

² KB himmash n.a. A.M. Isaev

A mathematical model of wave processes in the branched high-pressure rocket engine trunk lines with unitary fuel that occurs during operation of shut-off and control valves (valves, flow regulators) and low-frequency pressure fluctuations in the compressor station is described.

The model allows you to determine the temporary implementation of pressure and flow rate in the selected section of the pneumatic-hydraulic circuit. The results of test calculations and model verification are presented.

The mathematical model describes the properties of hydraulic flows (pressure and flow) in the manifolds of a branched pneumohydraulic scheme of a liquid propellant rocket engine in a one-dimensional unsteady setting when opening or closing valves, throttling the flow rate and causing low-frequency (up to 200 Hz) pressure fluctuations in the combustion chamber. The model consists of the equations of continuity and motion of a viscous fluid, modified to the form of a system of wave equations. The system of equations was integrated numerically in the program algorithm using the finite difference method. For the difference approximation, a three-layer scheme was used [1]. The primary validation was carried out by comparing with the “exact” solution of the system of equations using the modified Fourier — Bernoulli method [2]. In this case, the relative change in pressure in the spacecraft under boundary conditions was set taking into account the obtained experimental data when testing a liquid propellant rocket propulsion system for which hydrazine was the fuel [3].

A series of parametric calculations of the characteristics of hydraulic flows in the branched lines of the liquid propellant rocket engine has been carried out: changes in pressure and flow rates with varying initial temperatures of liquid hydrazine, pressure drops across consumers and pressure levels in combustion chambers.

Verification of the mathematical model and the numerical calculation algorithm using a program that implements the mathematical model, when comparing with the results of published calculation and experimental studies of wave processes in hydraulic lines, including water hammer when closing the valve, confirmed the adequacy of the mathematical model and the correctness of the assumptions made.

Recommendations have been developed on optimizing the geometric parameters of hydraulic lines of liquid propellant rocket engines in order to reduce the amplitude of pressure oscillations during throttling.

References

- [1] Charny I.A. Unsteady movement of real fluid in pipes. Ed. 2, rev. and add. M.: Nedra, 1975. 296 p.
- [2] Samarsky A.A. Introduction to the theory of difference schemes. M.: Science, 1971. 553 p.
- [3] Balenkov D. S., Ledkov Y. Yu., Nazarov V. P. Technical analysis of the options for the design schemes of the rocket engine landing platform of the Exomars spacecraft // Actual problems of aviation and astronautics. 2017. T. 1. P. 113–115.

МЕТОДЫ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ СРЕДСТВ И АЛГОРИТМОВ ОБРАБОТКИ РЕЗУЛЬТАТОВ ИЗМЕРЕНИЙ БЫСТРОМЕНЯЮЩИХСЯ ПАРАМЕТРОВ С ЦЕЛЬЮ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ СИСТЕМЫ ВИБРОДИАГНОСТИРОВАНИЯ ТЕХНИЧЕСКОГО СОСТОЯНИЯ АГРЕГАТОВ ЖРД

М.В. Сигова

marina.sigova@npom.ru

АО «НПО Энергомаш имени академика В.П. Глушко»

Важным показателем надежности является отсутствие отказов во время функционирования (работы) технической системы. Отказ ракетного двигателя в стендовых и

летных условиях может привести к значительным материальным потерям. Вибродиагностика и прогнозирование качества механических систем в процессе изготовления и эксплуатации является одним из основных направлений стремительного развития технологий современного двигателестроения. В настоящем докладе приведены основные направления по данной теме, реализуемые в практике производства и испытаний сложных изделий в АО.

Средства измерений вибраций для ЖРД должны иметь соответствующие рабочие характеристики в части диапазонов по амплитуде, частоте и равномерности коэффициента преобразования, по защищенности от разного рода помех и влияющих факторов. В целом, по опыту АО в максимальной степени этому соответствуют датчики сдвигового типа с пьезоэлектрическим методом преобразования физической величины в электрический сигнал. Данный тип преобразователей вибрации подвергся нужной адаптации к условиям применения.

Вторичная обработка сигналов по быстроменяющимся параметрам обеспечивается получение эффективных (среднеквадратических) значений суммарного сигнала в широкой полосе частот, шумовых составляющих в суммарном сигнале, узкополосных спектральных составляющих. Обработка выполняется на основе вычисления спектра мощности методом быстрого преобразования Фурье.

Анализ в вибродиагностике — выделение необходимой характеристики из сигнала датчика и сравнение с сигналом, характеризующим статистически определенный диагностический признак, соответствующий техническому состоянию двигателя, в настоящее время выполняется весьма эффективно за счет применения продвинутых компьютерных средств.

METHODS OF IMPROVEMENT OF MEANS AND ALGORITHMS FOR PROCESSING RESULTS OF MEASUREMENTS OF FAST-CONFIGURING PARAMETERS IN ORDER TO IMPROVE THE EFFICIENCY OF THE VIBRATION DIAGNOSTIC SYSTEM OF THE TECHNICAL CONDITION OF THE AGREEMENT OF LRE

M.V. Sigova

marina.sigova@npoem.ru

JSC “NPO Energomash named after academician V.P. Glushko”

An important indicator of reliability is the absence of failures during the operation (operation) of the technical system. Failure of the rocket engine in bench and flight conditions can lead to significant material losses. Vibrodiagnostics and forecasting of quality of mechanical systems in the course of production and operation is one of the main directions of rapid development of technologies of modern engine building. This report presents the main directions on this topic, implemented in the practice of production and testing of complex products in JSC.

РАЗРАБОТКА КОНСТРУКЦИИ МИКРОРАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ КОМПОЗИТНЫХ МАТЕРИАЛОВ

Най Хтет Лин

nayhtetlin6893@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В авиационной и ракетно-космической технике актуальны задачи повышения скоростей полета и термостойкости и снижения тепловых потерь от охлаждения теплонагруженных элементов. Предельные рабочие температуры металлов — не более 1200 °С. Поэтому необходимо использовать новые жаропрочные материалы, способные сохранять работоспособность при высоких температурах.

В настоящее время ведущими мировыми фирмами рассматривается возможность использования композиционной керамики с углеродными волокнами и керамической матрицей C/SiC в перспективных конструкциях микроракетных двигателей. Композиционная керамика C/SiC обладает уникальным сочетанием физических и механических характеристик и может кратковременно работать при температурах более 2000 °С.

Цель данной работы — снижение массовых характеристик и потерь на охлаждение микроракетных двигательных установок за счет применения в конструкции камеры сгорания и сопла керамического композиционного материала C/SiC.

В качестве прототипа был взят двигатель EAM, используемый для коррекции космической платформы AlphaBus.

На основе аналитических зависимостей построен профиль сопла и камеры сгорания двигателя. Проведено численное моделирование течения рабочего тела в тракте двигателя, получены тепловые граничные условия третьего рода. В программе Digimat рассмотрены различные структуры плетения ткани C/SiC и определены физико-механические характеристики материала. В комплексе Ansys исследовано теплонапряженное состояние полученной конструкции.

В результате работы создана модель для определения характеристик керамических композиционных материалов C/SiC. Сделаны выводы о требуемых свойствах керамических материалов C/SiC для создания микроракетных двигателей. Разработана конструкция перспективного микроракетного двигателя тягой до 1000 Н.

Литература

- [1] Керамические композиты. [Электронный ресурс]. URL: <https://www.wiley.com/en-us/Ceramic+Matrix+Composites%3A+Materials%2C+Modeling+and+Technology-p-9781118231166>
- [2] Евдокимов С.А. Керамические материалы в авиационном двигателестроении (обзор) / С.А. Евдокимов, Н.Е. Щеголева, О.Ю. Сорокин // Электронный научный журнал «ТРУДЫ ВИАМ». 2018. № 12. 120 с.

DEVELOPMENT OF A MICROROCKET ENGINE DESIGN USING COMPOSITE MATERIALS

Nay Htet Lin

nayhtetlin6893@gmail.com

Bauman Moscow State University

In aviation and space-rocket technology, the tasks of increasing flight speeds, heat resistance and reducing heat loss from cooling of heat-loaded elements are relevant. The limitation of

working temperatures of metals — no more than 1200 ° C. Therefore, it is necessary to use new heat-resistant materials that can remain operational at high temperatures.

Currently, world leading companies are considering the possibility of using composite ceramics with carbon fibers and a C/SiC ceramic matrix in the designs of microrocket engines [1, 2]. Composite ceramics C/SiC has a unique combination of physical and mechanical characteristics and can be used for a short time at temperatures above 2000 °C.

The aim of this work is to reduce the mass characteristics and losses in cooling process of micro rocket propulsion systems using ceramic composite material (C/SiC) in the design of the combustion chamber and nozzle.

As a prototype, we used the EAM engine, that is applied to correct the AlphaBus space platform.

Based on the analytical dependencies, the profile of the nozzle and the combustion chamber of the engine is constructed. A numerical simulation of the flow of the working fluid in the engine path has been carried out, and obtained third thermal boundary conditions. In the Digimat program, various weaving structures of C/SiC fabric are considered and the physical and mechanical characteristics of the material are determined. The ANSYS complex investigated the heat-stressed state of the resulting structure.

As a result of the work, a model was created to characterize the C/SiC ceramic composite materials. Conclusions are drawn about the required properties of ceramic materials C/SiC for the creation of micro rocket engines. The design of a promising micro rocket engine with a thrust of up to 1000 N.

References

- [1] Ceramic composites. [Electronic resource]. URL: <https://www.wiley.com/en-us/Ceramic+Matrix+Composites%3A+Materials%2C+Modeling+and+Technology-p-9781118231166>
- [2] Evdokimov S. A. Ceramic materials in aviation engine building (review) / S.A. Evdocimo, N.E. Schegoleva, O.Yu. Sorokin // Electronic scientific journal "PROCEEDINGS of VIAM". 2018. No. 12. 120 p.



СЕКЦИЯ 4. КОСМИЧЕСКАЯ ЭНЕРГЕТИКА И КОСМИЧЕСКИЕ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ – АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА, ВЫСОКИЕ ТЕХНОЛОГИИ

ИЗМЕРИТЕЛЬНЫЕ ТЕХНОЛОГИИ МЕТРОЛОГИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ОБЪЕКТОВ ЭНЕРГЕТИКИ НА ОСНОВЕ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫХ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ СИСТЕМ СПУТНИКОВОЙ ГРУППИРОВКИ

М.А. Басараб

А.С. Комшин

А.Б. Сырицкий

komshin_as@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Сегодня уже складываются предпосылки создания Национальной системы информационно-метрологического сопровождения объектов энергетики страны с применением спутниковой группировки. Повышение эффективности такой системы может быть достигнуто оптимальным распределением вычислительных мощностей между агрегатами, генерирующими предприятиями, региональными центрами и Центром управления орбитального базирования.

Исследования последних десятилетий в значительной мере посвящены вопросам повышения надежности и диагностике промышленных объектов, значительную долю которых составляют энергетические. Эксплуатационная надежность электрогенерирующих мощностей, распределенных по всей территории России на тысячи километров, должна гарантироваться инструментальными средствами контроля их технического состояния.

Технической основой такой системы могут явиться созданные в МГТУ им. Н.Э. Баумана и испытанные в промышленных условиях встроенные прецизионные фазохронометрические устройства, принцип действия которых основан на систематических измерениях продолжительности периода (или его кратных долей) вращения секций подвижных элементов машины. Повышение эффективности может быть достигнуто оптимальным распределением вычислительных мощностей между агрегатами, генерирующими предприятиями, региональными центрами и центром управления орбитального базирования. При этом необходимо обеспечить обработку и передачу всего объема получаемой измерительной информации для хранения и оперативно-го использования при принятии решений. Анализ полученных результатов позволил оценить предельную пропускную способность информационного измерительного канала, равную примерно 59,8 Кбайт/с. При этом максимальные значения потока информации составляют соответственно примерно 5,2 Гбайт/сут и 1,9 Тбайт/г [1]. Дальнейшими шагами по развитию энергетики и повышению энергосбережения являются внедрение информационных измерительных систем и целого ряда сервисов по управлению городской средой, имуществом, системами снабжения и т. п., т. е. создание «умного города» [2, 3].

На современном этапе научного и технологического развития созданы все условия для реализации на новом метрологическом уровне интеллектуальных изме-

рительных комплексов поддержки жизненного цикла сложных технических систем с применением интеллектуальных измерительных систем обучения и искусственно-го интеллекта, учитывающих не только технологические факторы (внутренние), но и внешние (гелиогеофизические, геомагнитные, ионосферные и сейсмические измерения). В подобных условиях возникает необходимость достижения уровня информационно-метрологического обеспечения техносферы, соответствующего требованиям ее развития в условиях четвертой промышленной революции.

В последнее десятилетие начался новый этап изучения воздействия космоса на различные сферы деятельности человека. Космическая погода, под которой понимается комплекс процессов, происходящих на Солнце и в космосе, создает прямые риски для нормального функционирования природных, технологических и биологических систем, находящихся на Земле и в околоземном космическом пространстве.

При этом уже сегодня необходимо реализовывать концепцию «Умных городов». Важными элементами «умного города» являются инновации в промышленности, создание наукоемких компаний, энергетика, транспорт, защита окружающей среды. Безусловно, основой функционирования всех без исключения объектов инфраструктуры и жизнеобеспечения «умных городов» является «умная энергетика» [4].

Сегодня уже складываются предпосылки создания Национальной системы информационно-метрологического сопровождения объектов энергетики страны с применением спутниковой группировки. Повышение эффективности такой системы может быть достигнуто оптимальным распределением вычислительных мощностей между агрегатами, генерирующими предприятиями, региональными центрами и Центром управления орбитального базирования.

Литература

- [1] Киселев М.И., Комшин А.С., Матвеев В.А. Система информационно-метрологического сопровождения объектов энергетики страны на базе спутниковой группировки // Наукоемкие технологии. 2017. Т. 18. № 6. С. 68–72.
- [2] Anthopoulos L., Janssen M., Weerakkody V. A unified smart city model (uscm) for smart city conceptualization and benchmarking // International Journal of Electronic Government Research. 2016. Vol. 12, No. 2. Pp. 77–93.
- [3] Шалагинов А. Концепция SMART/SAFE CITY от «А» до «Я» // Технологии и средства связи. 2016. № 3 (114). С. 23–25.
- [4] Комиссаров К. «Умная» энергетика // Control Engineering Россия. 2013. № 2 (44). С. 64–66.

METROLOGICAL SUPPORT A MEASURING TECHNOLOGIES OF ENERGY OBJECTS BASED ON INTELLECTUAL MEASURING SYSTEMS OF SATELLITE GROUPING

M.A. Basarab

A.S. Komshin

A.B. Syritskii

komshin_as@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

Today, the prerequisites for the creation of the National System of Information and Metrological Support of the country's energy facilities using satellite constellation are already taking shape. Improving the efficiency of such a system can be achieved by the optimal distribution of computing power between units, generating enterprises, regional centers and the Orbital-based Control Center.

References

- [1] Kiselev M.I., Komshin A.S., Matveev V.A. Sistema informacionno-metrologicheskogo soprovozhdeniya ob'ektov jenergetiki strany na baze sputnikovoj gruppirovki // Naukoemkie tehnologii. 2017. Vol. 18, No. 6. Pp. 68–72.
- [2] Anthopoulos L., Janssen M., Weerakkody V. A unified smart city model (uscm) for smart city conceptualization and benchmarking // International Journal of Electronic Government Research. 2016. Vol. 12, No. 2. Pp. 77–93.
- [3] Shalaginov A. Konceptcija SMART/SAFE CITY ot "A" do "Ja" // Tehnologii i sredstva svjazi. 2016. No. 3 (114). Pp. 23–25.
- [4] Komissarov K. "Umnaja" jenergetika // Control Engineering Rossiya. 2013. No. 2 (44). Pp. 64–66.

О ВЛИЯНИИ ХАРАКТЕРИСТИК КОРРЕКТИРУЮЩЕЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ МАЛОГО НИЗКООРБИТАЛЬНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА ЕГО СРОК АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ

Е.В. Онуфриева¹

В.В. Онуфриев¹

В.В. Синявский²

В.Я. Геча³

Onufryev@bmstu.ru

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² РКК «Энергия» имени С.П. Королёва

³ АО ВНИИЭМ имени А.Г. Иосифьяна

Применение низкоорбитальных КА сопряжено с необходимостью поддержания их высоты орбиты путем компенсации силы лобового сопротивления с помощью корректирующей двигательной установки (КДУ). Задача становится оптимизационной в связи с тем, что для малых КА (массой до 500 кг) срок активного существования (САС) зависит как от удельного импульса электроракетного двигателя (ЭРД), так и от мощности бортовой энергоустановки КА и от запаса рабочего тела на борту. В работе на основе энергомассового анализа низкоорбитального малого КА с ЭРД на основе электротермического типа с дополнительным подводом энергии получена система уравнений, позволяющая рассчитать САС и определить оптимальную компоновку КА.

При использовании на низких околоземных орбитах малых космических аппаратов (массой до 500 кг) проблема энергообеспечения КА и его электроракетного двигателя, а также масса рабочего тела становятся основными трудностями при его реализации. Первым ограничивающим фактором является энерговооруженность КА: электрическая мощность борта не превышает 300...500 Вт, что связано с энергомассовыми параметрами солнечных батарей и вторичного буферного источника питания. Вторым ограничивающим фактором является масса и объем рабочего тела корректирующей двигательной установки. При общей массе КА 500 кг запас рабочего тела в 150...200 кг может стать неприемлемым из-за габаритных параметров системы хранения и подачи рабочего тела (СХПРТ) КА.

В этой связи актуальным является вопрос о сроке активного существования КА и способах его увеличения как активными, так и пассивными способами. К первым относится использование корректирующей двигательной установки, в том числе и использующей ЭРД, ко вторым — методы понижения силы лобового сопротивления за счет конструктивных приемов (снижение C_x). На высотах 200...210 км основным

фактором будет сила лобового сопротивления [1]. Поддержание орбиты обеспечится при условии: $F_T \sim F_c$.

Применение электронагревных двигателей (ЭНД) (удельный импульс составляет не более 200 с) потребует расхода 10 мг/с. В этом случае запас рабочего тела для КДУ при моторном времени 107 с (4 месяца работы в непрерывном режиме) составит ~100 кг. При времени работы 6 месяцев масса рабочего тела составит 150 кг. Поддержание орбиты может быть решено с помощью гидразинового ЭРД типа К10, К50. При этом энергопотребление ЭНД не превышает 100 Вт, что позволит иметь небольшую солнечную батарею площадью 1...2 м². Использование гидразиновых электродуговых двигателей с удельным импульсом 500 с (ЭДД) позволит иметь запас рабочего тела на борту 30...50 кг при САС полгода вследствие большей величины удельного импульса. Однако ресурс ЭДД менее 1000 ч, что потребует иметь резервные двигатели. Это усложнит саму корректирующую двигательную установку и снизит ее надежность.

Применение электростатических ЭРД с удельным импульсом 103 с позволяет снизить запас рабочего тела почти на порядок — до 10...20 кг. Однако необходимо иметь в виду, что в качестве него используется ксенон, при этом потребная мощность КА может возрасти до 1 кВт, что резко увеличит площадь фотоэлектрических преобразователей — до 5...6 м² при использовании арсенид-галлиевых, и до 10 м² при использовании кремниевых.

В случае пассивного метода срок активного существования зависит от плотности КА — $\rho_{КА}$ (масса единичного объема), его формы (C_x), высоты орбиты. Используя результаты моделирования пассивного полета КА на высоте 210 км и параметры стандартной атмосферы, было получено, что аппарат с $C_x = 1$, $\rho_{КА} = 0,3$ кг/м³ будет иметь САС (снижение до высоты 100 км) около 22 суток (совершит 350...360 оборотов на орбите). Если $C_x = 2,5$ то САС снижается до 10 суток.

Таким образом, при использовании пассивного способа управления движением целесообразно увеличивать плотность КА ($\rho_{КА} \sim 2$ кг/м³), снижать коэффициент лобового сопротивления $C_x = 1...1,5$. В этом случае можно обеспечить срок активного существования до 150 суток. Интересным может быть режим полета КА с КДУ, сила составляет долю от силы лобового сопротивления. Применительно к варианту $C_x = 2,5$, $\rho_{КА} = 0,3$ кг/м³ при соотношении $F_T/F_c = 0,8$ срок активного существования КА увеличится до 50...60 сут, а при снижении $C_x = 2$ срок активного существования возрастет до 60...75 сут. Таким образом, комбинируя параметрами КДУ и КА, можно увеличить САС до 100 сут, а при определенных условиях и до 150 суток. Способ поддержания орбиты КДУ с пониженной тягой — $F_{тяги}/F_{сопр} < 1$ может обеспечить САС при меньшем количестве топлива и меньшей энергетике, чем в случае $F_T \sim F_c$.

В результате расчетного исследования определены требования к величине электрической мощности, удельного импульса и тяге ЭРД КДУ, характерному запасу рабочего тела применительно к низкоорбитальному КА малой массы (до 500 кг) [1, 2].

В этой связи предлагается использовать электротермический двигатель с дополнительным подводом тепла (ЭДПТ), который укладывается по энерговооруженности в указанный выше диапазон и позволяет реализовать скорость истечения порядка 6...8 км/с [2]. Проведено термодинамическое исследование рабочего процесса электротермического двигателя с дополнительным подводом энергии и получены результаты относительно диапазона удельных импульсов такого ЭРД в условиях ограниченной электрической мощности энергоустановки (до 500 Вт) малого КА массой до 500 кг. В результате исследования определены величины потребных скоростей истечения рабочего тела, тяги, выполнены оценки геометрии ЭДПТ. На основе полученных результатов по характеристикам ЭДПТ проведены оценки срока активного существования малого низкоорбитального КА [3] с предлагаемым ЭРД. Проведено сравнение с ЭРД электростатического типа.

В качестве рабочего тела может быть использован аммиак — NH_3 , который находится в СХПРТ в жидком состоянии и не требует толстостенных баков. Использование аммиака или гидразина позволит выполнять систему хранения и подачи тонкостенной, снижая ее массу по сравнению с массой аналогичной системы для хранения газообразного рабочего тела (например, ксенона).

Приведенный материал говорит о целесообразности разработки ЭДПТ для малых низкоорбитальных КА.

Литература

- [1] Макриденко Л.А., Геча В.Я., Сидняев Н.И., Онуфриев В.В. Аэромеханика низкоорбитальных космических аппаратов // Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ. Труды Четвертой международной научно-технической конференции «Актуальные проблемы создания космических систем дистанционного зондирования Земли». М.: АО «Корпорация «ВНИИЭМ». 2016. С. 103–114.
- [2] Онуфриев В.В., Сидняев Н.И., Говор С.А., Синявский В.В., Геча В.Я., Макриденко Л.А., Ягодников Д.А. Об энергетической эффективности электротермического двигателя с дополнительным подводом тепла для малого космического аппарата // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2018. № 5. С. 92–100.
- [3] Онуфриева Е.В., Онуфриев В.В., Синявский В.В., О влиянии энерговооруженности корректирующей двигательной установки низкоорбитального космического аппарата на срок его активного существования // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2019. № 4. С. 119–129.

ON THE INFLUENCE OF THE CHARACTERISTICS OF THE CORRECTIVE PROPULSION SYSTEM LOW-ORBIT SPACECRAFT ON HIS TERM ACTIVE EXISTENCE

E.V. Onufrieva¹

V.V. Onufriev¹

V.V. Sinyavskiy²

V.Ya. Gecha³

Onufriev@bmstu.ru

¹ Bauman Moscow State Technical University

² RSCE named after S.P. Korolev

³ VNIIEM named after A.G. Iosifyan

The use of low-orbit SPACECRAFT is associated with the need to maintain their orbit height by compensating the drag force with the help of a corrective propulsion system. The problem becomes the optimization due to the fact that small satellites (weighing up to 500 kg) term active existence depends on the specific impulse of the electric rocket thruster and power on-board power SPACECRAFT, and the supply of the working fuel on board. Based on the energy-mass analysis of a low-orbit small SPACECRAFT with an electric rocket thruster based on an electro thermal type with an additional supply of energy, a system of equations is obtained that allows to calculate the term active existence and determine the optimal configuration of the SPACECRAFT.

References

- [1] Makridenko L.A., Gecha V.Ya., Sidnyaev N.I., Onufriev V.V. Aeromechanics of low-orbit spacecraft // Questions of electro mechanics. Proceedings of VNIIEM. Proceedings of the Fourth international scientific and technical conference "Actual problems of creation of space systems of remote sensing of the Earth". M.: JSC "Corporation " VNIIEM", 2016. Pp. 103–114.

- [2] Onufriev V.V., Sidnyaev N.I., Govor S.A., Sinyavsky V.V., Gecha V.Ya., Makridenko L.A., Yagodnikov D.A. On the energy efficiency of an electro thermal engine with additional heat supply for a small spacecraft // Izvestia of the Russian Academy of Sciences. Energy. 2018. No. 5. Pp. 92–100.
- [3] Onufrieva E.V., Onufriev V.V., Sinyavsky V.V. On the influence of the power of the correcting propulsion system of a low-orbit spacecraft on the period of its active existence // Izvestia of the Russian Academy of Sciences. Energy. 2019. No. 4. Pp. 119–129.

СЛУЖЕБНЫЕ СИСТЕМЫ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.А. Гафаров¹

А.В. Дрондин¹

А.Г. Клименко¹

Д.А. Кравченко¹

А.С. Кудинов¹

А.С. Ловцов¹

lovtsov@kerc.msk.ru

Ю.М. Лукоянов¹

И.С. Оглоблина¹

А.В. Семенкин^{1,2}

semenkin@kerc.msk.ru

В.В. Соболев¹

А.Е. Солодухин^{1,2}

solodukhin@kerc.msk.ru

С.В. Янчур¹

¹ ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены особенности создания малых космических аппаратов для многоспутниковых орбитальных группировки связи и дистанционного зондирования Земли. Выполнен анализ требований к служебным системам малых космических аппаратов в части двигательных установок, систем электроснабжения и систем обеспечения теплового режима. Приведен обзор основных составляющих и технологий высокой степени готовности вышеуказанных служебных систем.

В настоящее время в мире наблюдается тенденция на формирование многоспутниковых группировок на базе малых (менее 1000 кг), сверхмалых (менее 200 кг) и микрокосмических аппаратов типа CubeSat (менее 50 кг) с целью решения задач дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и связи, в том числе для обеспечения доступа к сетевым сервисам (включая «Интернет вещей»).

Перечень требований к малым космическим аппаратам (МКА):

- назначение МКА (группировки МКА) — связь, ДЗЗ;
- количество МКА в группировке: единицы, десятки, сотни;
- параметры рабочей позиции: высота орбит 400...800 км, обеспечение заданного взаимного положения МКА в составе группировки;
- масса КА: до 1000 кг, до 200 кг, до 50 кг;
- уровень мощности, требуемый для питания полезной нагрузки МКА: для МКА массой до 50 кг — десятки ватт, для МКА массой до 200 кг — сотни ватт, для МКА массой до 1000 кг — более 1 кВт;
- срок активного существования (САС) — 3–5 лет;
- функции двигательной установки (приведение в рабочую позицию, поддержание высоты рабочей орбиты и точности позиционирования, уход КА с орбиты после окончания САС и т. д.).

В докладе приведен обзор основных составляющих и технологий, применяемых в служебных системах МКА, а именно в двигательных установках (ДУ) [1, 2], системах электроснабжения СЭС [3] и системах обеспечения теплового режима (СОТР) [4]. Представлены рекомендации и предложения по техническому облику и основным тактико-техническим характеристикам МКА в части ДУ, СЭС и СОТР.

На основании проведенного анализа показано, что необходимость обеспечить длительный САС с поддержанием орбитального положения КА в составе многоспутниковой группировки требует использования двигательной установки, масса и необходимое энергопотребление которой существенно превышают ограничения по массе и располагаемой энерговооруженности КА в обеспечение электропитанием целевой аппаратуры, что оказывает определяющее влияние на конструкцию и энергомассовые характеристики космического аппарата в целом.

Представлены оценки эффективности использования электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) для отработки аэродинамических возмущений рабочей орбиты и ракетных двигателей малой тяги (РДМТ) различного типа для разведения и поддержания структуры многоспутниковых группировок МКА разной размерности. Показано, что применение ЭРДУ на орбитах ниже 450 км можно характеризовать как безальтернативное. Также использование ЭРДУ предпочтительнее по сравнению с химическими двигателями на более высоких орбитах 500...700 км. Применение термokatалитических двигателей (ТКД) на гидразине или, в перспективе, на «зеленом» топливе имеет преимущество по сравнению с газовыми двигателями для МКА типа CubeSat.

Литература

- [1] Акимов В.Н., Оглоблина И.С. Электроракетные двигатели в задаче поддержания рабочей высоты низкоорбитальных малоразмерных КА // Полет. 2015. № 4.
- [2] Alexander S. Lovtsov, Dmitry A. Tomilin, Vyacheslav A. Muravlev. Development of High-Voltage Hall Effect Thrusters at Keldysh Research Centre // Proc. of 68th International Astronautical Congress (IAC), Adelaide, Australia, 25-29 September 2017, IAC-17-C4.4.4.
- [3] Ребров С.Г., Янчур С.В., Фаустов А.В., Филин С.В. Ламинированные литий-ионные аккумуляторы с высокими удельными характеристиками // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25, № 4. С. 240–248.
- [4] Вежнев П.Д., Лукьянов Ю.М., Соболев В.В., Великанов А.А. Разработка и испытания гибридного двухфазного контура с капиллярной прокачкой теплоносителя для СОТР КА // Тезисы Шестой Российской национальной конференции по теплообмену: в 3 т. Т. 2. М.: Издат. дом МЭИ, 2014. 309 с. С. 188–189.

PROPULSION, POWER AND THERMAL CONTROL SYSTEMS OF SMALL SPACECRAFTS

A.A. Gafarov¹

A.V. Drondin¹

A.G. Klimenko¹

D.A. Kravchenko¹

A.S. Kudinov¹

A.S. Lovtsov¹

ovtsov@kerc.msk.ru

Y.M. Lukoyanov¹

I.S. Ogloblina¹

A.V. Semenkin^{1,2}

semenkin@kerc.msk.ru

V.V. Sobolev¹

A.E. Solodukhin^{1,2}

solodukhin@kerc.msk.ru

S.V. Yanchur¹

¹ SSC Keldysh Research Centre

² Bauman Moscow State Technical University

Development features of small spacecrafts destined for Earth remote sensing and communication satellite constellations are considered. Requirements to spacecrafts vital systems, such as propulsion, power and thermal control are analyzed. Main components and technologies of high-level readiness of above-mentioned systems are reviewed.

References

- [1] Akimov V.N., Ogloblina I.S. Elektroraketnye dvigateli v zadache podderzhaniya rabochei vysoty nizkoorbital'nykh malorazmernykh KA // Polet. 2015. No. 4.
- [2] Alexander S. Lovtsov, Dmitry A. Tomilin, Vyacheslav A. Muravlev. Development of High-Voltage Hall Effect Thrusters at Keldysh Research Centre // Proc. of 68th International Astronautical Congress (IAC), Adelaide, Australia, 25–29 September 2017, IAC-17-C4.4.4.
- [3] Rebrov S.G., Yanchur S.V., Faustov A.V., Filin S.V. Laminirovannyye litii-ionnyye akkumulyatory s vysokimi udel'nymi kharakteristikami // Vestnik Moskovskogo aviatsionnogo instituta. 2018. Vol. 25, No. 4. Pp. 240–248.
- [4] Vezhnevets P.D., Lukoyanov Yu.M., Sobolev V.V., Velikanov A.A. Razrabotka i ispytaniya gibridnogo dvukhfaznogo kontura s kapillyarnoi prokachkoi teplonositelya dlya SOTR KA // Tezisy Shestoi Rossiiskoi natsional'noi konferentsii po teploobmenu: v 3 vol. Vol. 2. M.: Izdatel'skii dom MEI, 2014. 309 p. Pp. 188–189.

СКОРОСТИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ И ДЛИНЫ ПРОБЕГА ЧАСТИЦ В КСЕНОНОВОЙ ПЛАЗМЕ

И.П. Назаренко

kaf208@mai.ru

В.М. Гаврюшин

k208_gvm@mai.ru

К.В. Евдокимов

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Представлены результаты расчета коэффициентов скоростей процессов взаимодействия электронов высоких энергий (30...100 эВ) с частицами ксеноновой плазмы и длин свободного пробега электронов. Показано, что в указанном диапазоне энергий коэффициенты скорости ионизации, возбуждения и упругих взаимодействий слабо зависят от энергии электронов, а величина коэффициента скорости ионизации атома ксенона в несколько раз превышает величину скорости упругого соударения с передачей импульса.

Один из путей развития стационарных плазменных двигателей (СПД) связан с увеличением разрядного напряжения. Этот процесс приводит к росту температуры электронов в канале СПД до 20...30 эВ [1] и сопровождается увеличением доли электронов, энергия которых превышает 30 эВ. Электроны с такой энергией отвечают за процессы ионизации и возбуждения атомов.

В качестве рабочего тела в современных СПД используется ксенон. Подробная библиография о сечениях взаимодействия электронов с атомами ксенона (сечении ионизации $Q_{\text{ион}}$, сечении возбуждения $Q_{\text{возб}}$, полном сечении упругого рассеяния $Q_{\text{еа}}$, транспортном сечении $Q_{\text{еа1}}$) в диапазоне энергий электрона от 0,001 до 1000 эВ содержится в [2].

Важными параметрами, характеризующими процессы в газовом разряде, являются коэффициенты скорости взаимодействия электронов с частицами плазмы и длины пробега электронов относительно вида взаимодействия.

Для диапазона энергий от 30 до 1000 эВ величина сечений взаимодействия $Q_{\text{ион}}$, $Q_{\text{возб}}$ и $Q_{\text{еа1}}$ с увеличением энергии уменьшается по закону, близкому к $1/V_e$, где V_e — скорость электрона. Поэтому, как показывают расчеты, коэффициенты скорости взаимодействия $V_e Q_{\text{ион}}$, $V_e Q_{\text{возб}}$, $V_e Q_{\text{еа}}$ и $V_e Q_{\text{еа1}}$ являются слабой функцией энергии электронов.

Коэффициенты скорости упругих взаимодействий $V_e Q_{\text{еа}}$ и коэффициенты скорости ионизации $V_e Q_{\text{ион}}$ (а значит, частота взаимодействий и количество взаимодействий в единице объема в секунду) близки друг к другу по значению. По сравнению с коэффициентами скоростей $V_e Q_{\text{еа}}$ и $V_e Q_{\text{ион}}$ величины коэффициентов скорости возбуждения $V_e Q_{\text{возб}}$ и скорости передачи импульса $V_e Q_{\text{еа1}}$ принимают гораздо меньшие значения. Различия могут достигать порядка величины. Это означает, что электроны высоких энергий (30...1000 эВ), прежде чем испытать отклонение на угол $\pi/2$, успевают совершить несколько актов ионизации атомов ксенона.

Наряду с атомами электроны участвуют в столкновениях с ионами и электронами. Процессы взаимодействия заряженных частиц характеризуются полным сечением упругого рассеяния $Q_{\text{еи}} \approx Q_{\text{ее}}$ и транспортным сечением $Q_{\text{еи1}} \approx Q_{\text{ее1}}$. При использовании «обрезанного» кулоновского потенциала $Q_{\text{еи}} \approx Q_{\text{ее}} = \pi R_d^2$, где R_d — радиус Дебая. При энергиях электрона, меньших 100 эВ, коэффициент скорости передачи импульса $V_e Q_{\text{еи1}}$ превышает величину коэффициента скорости передачи импульса при соударениях с атомами $V_e Q_{\text{еа1}}$. При энергиях электрона выше 100 эВ соотношение между коэффициентами $V_e Q_{\text{еи1}}$ и $V_e Q_{\text{еа1}}$ изменяется, т. е. $V_e Q_{\text{еа1}}$ становится больше, чем $V_e Q_{\text{еи1}}$. В силу дальнего действия кулоновского взаимодействия величина сечения $Q_{\text{еи}} = \pi R_d^2$, а следовательно, и коэффициент $V_e Q_{\text{еи}}$, при характерных для СПД концентрациях электронов на несколько порядков величины превышают величины остальных сечений взаимодействия $Q_{\text{еа}}$, $Q_{\text{еа1}}$, $Q_{\text{ион}}$, $Q_{\text{возб}}$, $Q_{\text{еи1}}$.

Расчет длин пробега электронов относительно различных видов взаимодействий при концентрациях ионов $10^{17}...10^{18}$ 1/м³ и концентрациях атомов $10^{19}...10^{20}$ 1/м³ показал [3], что длина пробега относительно ионизации, возбуждения, упругих соударений и соударений с передачей импульса во много раз превышает размеры разрядной камеры СПД.

Литература

- [1] Архипов А.С., Ким В.П., Сидоренко Е.К. Стационарные плазменные двигатели Морозова. М.: Изд-во МАИ, 2012. 292 с.
- [2] Hayashi M., Bibliography of electron and photon cross sections with atoms and molecules in the 20th century (xenon), Research Rep. NIFS Data Series. Tokyo, 2003.
- [3] Назаренко И.П., Гаврюшин В.М., Евдокимов К.В. Релаксация пучка электронов высоких энергий в стационарном плазменном двигателе // Известия вузов. Авиационная техника. 2017. № 4. С. 120–125.

INTERACTION TIMES AND FREE PATH LENGTHS OF PARTICLES IN A XENON PLASMA

I.P. Nazarenko
V.M. Gavryushin
K.V. Evdokimov

kaf208@mai.ru
k208_gvm@mai.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

The results of calculating the rate coefficients of the high-energy electrons (30...100 eV) interaction with xenon plasma particles and electron mean free paths are presented. It was shown that in such energy range the ionization rate, excitation rate, and elastic collision rate coefficients are weakly dependent on the electron energy. And the xenon atom ionization rate coefficient is several times higher than the elastic collision with momentum transfer rate.

References

- [1] Arkhipov A.S., Kim V.P., Sidorenko E.K. *Statsionarnye plazmennye dvigateli Morozova* (Morozov's Stationary Plasma Thrusters). M.: Izd-vo MAI, 2012, 292 p.
- [2] Hayashi M., *Bibliography of electron and photon cross sections with atoms and molecules in the 20th century (xenon)*, Research Rep. NIFS Data Series. Tokyo, 2003.
- [3] Nazarenko I.P., Gavryushin V.M., Evdokimov K.V. *Relaksatsiya puchka elektronov vysokikh energii v statsionarnom plazmennom dvigatele* (Relaxation of a High-Energy Electron Beam in a Stationary Plasma Thruster) // *Izvestiya VUZ. Aviatsionnaya tekhnika*. 2017. No. 4. Pp. 120–125.

ПЛАЗМЕННЫЙ ЭЛЕКТРОМАГНИТНЫЙ ГЕНЕРАТОР-ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ ЭНЕРГИИ ПЛАЗМЕННОГО ПОТОКА В СВЧ ИЗЛУЧЕНИЕ

Смахтин А.П.

kaf208@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В докладе рассмотрена схема плазменного источника СВЧ-излучения, предназначенного для непосредственного преобразования энергии плазменного потока в СВЧ-излучение миллиметрового диапазона волн.

Одним из актуальных направлений развития современной СВЧ-техники является создание мощных и эффективных источников СВЧ-излучения миллиметрового диапазона. Создание подобных систем позволит расширить область применения СВЧ-излучения не только как средства передачи информации, но и как средства решения ряда энергетических задач.

Среди современных источников СВЧ-излучения гиротроны способны излучать СВЧ мощность порядка сотен киловатт-мегаватт в миллиметровом диапазоне волн. В гиротроне в СВЧ-излучение преобразуется энергия мощного электронного пучка. Однако создание релятивистских электронных пучков требует сверхвысоких напряжений и сложных систем фокусировки мощного электронного пучка.

Принципиально новой схемой получения СВЧ-излучения является плазменный электромагнитный генератор (ПЭМГ), в котором в СВЧ-излучение непосредственно преобразуется часть кинетической энергии плазменного потока, тормозимого в поперечном магнитном поле. В отличие от известной схемы плазменно-пучкового СВЧ-генератора, в ПЭМГ плазма играет роль не только проникаемой для электронного пуч-

ка электродинамической структуры, но и является, прежде всего, источником энергии, преобразуемой в СВЧ-излучение. Квазинейтральность плазменного потока снимает проблему фокусировки мощных электронных пучков и, кроме того, плотность энергии в плазменном потоке значительно выше, чем в электронном пучке, так как кинетическая энергии заключена в тяжелом ионном компоненте плазменного потока.

В сравнении с таким прототипом ПЭМГ, как магнитогидродинамический генератор (МГДГ), процесс преобразования энергии в ПЭМГ протекает в безэлектродном режиме за счет СВЧ-токов. Это снимает проблему обеспечения стойкости электродов в МГДГ.

В докладе рассмотрены процессы формирования поляризационных полей плазменного потока, динамика плазменного потока в поперечном магнитном поле в отсутствие и при наличии поперечной электромагнитной волны, распространяющейся вдоль магнитных силовых линий. Исследованы процессы отбора энергии от тяжелых ионов плазменного потока к электронному компоненту с последующем излучением части полученной энергии последними в СВЧ-диапазоне. Проведены оценки эффективности непосредственного преобразования энергии плазменного потока в СВЧ-излучение.

PLASMA ELECTROMAGNETIC GENERATOR-CONVERTER OF PLASMA FLOW ENERGY TO MICROWAVE RADIATION

Smakhtin A.P.

kaf208@mai.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

The report discusses the scheme of a plasma source of microwave radiation, designed to directly convert the energy of the plasma stream into microwave radiation of the millimeter wave range.

РАСЧЕТ КОНЦЕНТРАЦИИ НЕЙТРАЛЬНЫХ АТОМОВ В ГАЗОРАЗРЯДНОЙ КАМЕРЕ ВЫСОКОЧАСТОТНОГО ИОННОГО ДВИГАТЕЛЯ

С.В. Гордеев¹

svyatoslavgordeev@mail.ru

С.В. Канев²

С.А. Хартов^{1,2}

¹ Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики
Московского авиационного института (НИИ ПМЭ МАИ)

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В докладе представлена математическая модель для расчета концентрации нейтральных частиц в газоразрядной камере высокочастотного ионного двигателя. Модель была верифицирована путем сравнения результатов расчета с аналитическим решением для течения в канале со стенкой сферической формы. Получена хорошая сходимость.

Среди всех разновидностей электроракетных двигателей для управления движением космических аппаратов наиболее перспективными являются ионные двигатели, так

как они обладают высоким удельным импульсом и значительным ресурсом. В России в настоящее время разрабатываются ионные двигатели с ионизацией в разряде постоянного тока (ИДПТ) и в высокочастотном разряде (ВЧИД). Высокочастотные ионные двигатели уступают ионным двигателям постоянного тока по эффективности, но обладают более простой конструкцией. При проектировании ВЧИД зачастую требуется расчетным путем оценить параметры разрабатываемого двигателя. Для этого необходимо создавать математические модели как ВЧИД в целом, так и его элементов. Математическая модель ВЧИД позволяет анализировать параметры плазмы в газоразрядной камере для более детального понимания процессов в разряде. В газоразрядной камере высокочастотного ионного двигателя электроны ускоряются переменным электрическим полем (генерируемым в результате пропускания переменного тока через индуктор), соударяются с атомами и ионизуют их. Часть образовавшихся ионов затем ускоряется в ионно-оптической системе и создает тягу. Математическая модель процессов в камере высокочастотного ионного двигателя включает в себя подмодели для ионов, электронов, нейтральных атомов и электромагнитных полей. В настоящей работе рассматривается численная модель расчета концентрации нейтральных атомов в разрядной камере ВЧИД, не требующая значительного количества вычислительных ресурсов и позволяющая подготовить исходные данные для существующих математических моделей ВЧИД.

В основу математической модели положены следующие допущения: течение газа считается свободномолекулярным, скорость движения нейтральных атомов принимается равной средней тепловой скорости частиц при температуре стенки камеры, используется диффузная модель отражения частиц от стенок камеры, ионно-оптическая система рассматривается как сетка с частичной прозрачностью для нейтральных частиц, задача решается в осесимметричной постановке.

При моделировании границы расчетной области заменяются набором конечных поверхностей (а контур камеры заменяется набором линейных отрезков), в центрах которых располагаются кольцевые источники частиц. На стенках камеры задается условие непротекания: потоки падающих и отраженных частиц приравняются. Поток на входной границе рассчитывается с учетом массового расхода, подаваемого в двигатель. На ионно-оптической системе задается условие частичной прозрачности, т. е. поток атомов частично отражается от нее в объем камеры. В результате получается система уравнений, решив которую, можно найти потоки частиц с каждого элемента поверхности. С использованием этих потоков рассчитывается концентрация в объеме камеры.

Для верификации модели было рассчитано свободномолекулярное течение газа из резервуара в вакуум через канал со сферической формой стенки и одинаковыми диаметрами входа и выхода. Результаты расчета сравнивались с аналитическим решением для этого канала, и была получена хорошая сходимость.

Было смоделировано течение газа через разрядную камеру высокочастотного ионного двигателя и рассчитано распределение концентрации по объему камеры при отсутствии разряда. Показано, что концентрация частиц резко падает вблизи газовода и плавно изменяется в остальном объеме камеры.

THE CALCULATION OF NEUTRAL ATOM DENSITY IN THE GAS-DISCHARGE CHAMBER OF A RADIO-FREQUENCY ION THRUSTER

S.V. Gordeev¹

svyatoslavgordeev@mail.ru

S.V. Kanev²

S.A. Khartov^{1,2}

¹ Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of Moscow Aviation Institute (RIAME MAI)

² Moscow Aviation Institute (National Research University)

The paper describes the mathematical model for calculation neutral particle density in the gas-discharge chamber of a radio-frequency ion thruster. The model was validated by comparison the calculation results with analytical solution for the flow in the channel having sphere shaped wall. The good agreement was obtained.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ СОВЕРШЕННОГО ГАЗА ВБЛИЗИ ТЕЛ РАЗНЫХ ФОРМ

B.B. Кузенов

vik.kuzenov@gmail.com

B.B. Шумаев

A.O. Добрынина

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Работа посвящена закрученным и вихревым течениям в элементах аэрокосмической техники, а конкретно обтеканию тел простых форм: клина, сопряженного с клином, конуса, сопряженного с конусом, химически и термически равновесным потоком воздуха.

При разработке современных летательных аппаратов (ЛА) и перспективных ЛА возникает множество физических проблем, например, влияние коэффициента трения на процесс движения с $M > 5$, а также определение вязких касательных напряжений на поверхности обтекаемого тела при различных режимах течения; влияние конвективного потока на теплофизические характеристики потока, обтекающего тело, и определение внешних тепловых нагрузок на конструкцию летательного аппарата [1, 2].

В рассматриваемом случае экспериментальные исследования очень дороги. При этом в наземных условиях моделирование физико-химических процессов, сопровождающих полеты сверхзвуковых летательных аппаратов в атмосфере Земли, представляет техническую сложность. По этой причине целесообразно определение аэродинамических характеристик расчетно-теоретическими методами [3-4].

Целью представленной работы является расчет течения вблизи тел простых геометрических форм, а также формулировка упрощенного метода оценки конвективных тепловых потоков.

Литература

- [1] Kuzenov V.V., Dobrynina A.O., Shumaev V.V. Calculating processes of laminar and turbulent heat transfer around the elements of the aircraft // Journal of Physics: Conference Series. 2018. Vol. 980. P. 012023.
- [2] Ryzhkov S.V., Kuzenov V.V. New realization method for calculating convective heat transfer near the hypersonic aircraft surface // ZAMP. 2019. Vol. 70. P. 46.

- [3] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. Approximate method for calculating convective heat flux on the surface of bodies of simple geometric shapes // Journal of Physics: Conference Series. 2017. Vol. 815. P. 012024.
- [4] Ryzhkov S.V., Kuzenov V.V. Analysis of the ideal gas flow over body of basic geometrical shape // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2019. Vol. 132. P. 587–592.

COMPUTER SIMULATION OF THE PERFECT GAS FLOW WITH THE INFLUENCE OF THE DIFFERENT BODIES

V.V. Kuzenov
V.V. Shumaev
A.O. Dobrynina

vik.kuzenov@gmail.com

Bauman Moscow State Technical University

The work is devoted to swirling and vortex flows in the elements of aerospace engineering, and specifically, the flow around bodies of simple shapes: a wedge conjugated with a wedge, a cone conjugated with a cone, chemically and thermally balanced air flow.

References

- [1] Kuzenov V.V., Dobrynina A.O., Shumaev V.V. Calculating processes of laminar and turbulent heat transfer around the elements of the aircraft // Journal of Physics: Conference Series. 2018. Vol. 980. P. 012023.
- [2] Ryzhkov S.V., Kuzenov V.V. New realization method for calculating convective heat transfer near the hypersonic aircraft surface // ZAMP. 2019. Vol. 70. P. 46.
- [3] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. Approximate method for calculating convective heat flux on the surface of bodies of simple geometric shapes // Journal of Physics: Conference Series. 2017. Vol. 815. P. 012024.
- [4] Ryzhkov S.V., Kuzenov V.V. Analysis of the ideal gas flow over body of basic geometrical shape // International Journal of Heat and Mass Transfer. 2019. Vol. 132. Pp. 587–592.

РАДИАЦИОННО БЕЗОПАСНАЯ ЯДЕРНАЯ ЭНЕРГОСИЛОВАЯ УСТАНОВКА КОСМИЧЕСКИХ И АЭРОКОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

И.И. Куркин
А.Ю. Мерьков
А.С. Матвеев

kurkinii@yandex.ru
baracuda1992@yandex.ru
matveev_alexander96@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Анализируются варианты интенсивного радиационно-безопасного как пилотируемого, так и не пилотируемого, освоения ближнего и дальнего космоса. Приоритетные миссии: в сфере притяжения Земли — освоение Луны, в сфере притяжения Солнца — освоение Марса. Во избежание множества сопутствующих рисков предполагается использование многокорабельного транспорта.

Пилотируемый вариант рассматривается на базе ядерного ракетного двигателя. Двигатель ЯРД РД-0410 (индекс ГРАУ — 11Б91) прошел серию стендовых и натурных испытаний. Выводится на безопасную орбиту в выключенном состоянии за счет ис-

пользования в закритической части ядерного реактора встроенной камеры сгорания химического двигателя.

Грузовой беспилотный вариант рассматривается на базе электроракетной установки мощностью 1 мВт. Разработка ядерного аппарата ведется под научным руководством исследовательского центра им. Келдыша. Выводится на безопасную орбиту в выключенном состоянии с использованием разгонного блока КВРБ. Двигатель — ЖРД РД-0146.

Требования к радиационной безопасности. В зависимости от характера объекта (пилотируемый или не пилотируемый) защита от радиации носит комбинированный и специфический характер. Учитывается зависимость эффектов облучения защищаемых модулей от энергетической интенсивности, времени и удаленности их от источника радиации. Космическая радиация — заряженные частицы. Спокойное Солнце и Вспышки. Галактическое излучение. Радиационные пояса. Бортовая радиация — ядерный реактор — источник нейтронного и гамма-излучений.

Направления исследований. Новые и прорывные технологии в этом случае рассматриваются в более широкой перспективе. Новые технологии — гибридный двигатель — ЯРД + ЖРД. Прорывные технологии — электронная ячейка в составе различных систем. Портативные устройства акустической пеленгации.

Портативная система — электронная ячейка. Электронная ячейка — фактор повышения эффективности не только радиотехнических устройств, но энергосиловых перспектив радиационно безопасных космических и атмосферных объектов. Электронная ячейка является хранилищем элементарных частиц и одновременно инжектором электронов для решения энергетических, радиационных и радиотехнические задач.

Портативное изделие акустической пеленгации. Рассматривается как система локального размещения. Место расположения непосредственно в зоне разветвленных газовых систем. Акустическая система предусматривается для контроля утечек: радиоактивных контуров ядерных установок, трансконтинентальных газотранспортных систем и бытовых объектов.

Заключение

Гарантии оперативного и безопасного запуска.

1. Сборку радиационно-опасных космических аппаратов (пилотируемых и грузовых) на опорной орбите 200 км и организацию различных грузопотоков предполагается осуществить с использованием семейства РН «Ангара» в модульном исполнении.

2. Оперативная передислокация собранных аппаратов с орбиты 200 км на орбиту 1000 км для последующего радиационно-безопасного старта осуществляется с использованием камеры сгорания химического детонационного двигателя, встроенного в структуру соплового блока ЯРД или кислородно-водородного разгонного блока КВРБ. Время работы двигателей ~ 10 мин.

Гарантии радиационной безопасности пилотируемых полетов.

1. По результатам международных публикаций гарантию безопасности экипажа от космической радиации обеспечит бортовое профилированное убежище с удельно-массовой толщиной от 5 до 50 г/см² при суммарной дозе радиации 55 бэр. Масса убежища 25...28 т.

2. При пилотируемых полетах к Марсу и Луне гарантию безопасности экипажа от бортовой радиации (мощность реактора 196 мВт, время работы — часы) обеспечит лучевая радиационная защита.

Полет к Марсу. Удельно-массовая толщина 371 г/см², доза радиации 5 бэр. Масса защиты — 4082 кг. Толщина — 124 см.

Полет к Луне. Удельно-массовая толщина 311 г/см², доза радиации 50 бэр. Масса защиты 3399 кг. Толщина 98,4 см.

Гарантии радиационной безопасности грузо-транспортных операций.

1. При грузовых полетах к Луне гарантию безопасности аппаратуры от бортовой радиации (мощность 6 мВт. Время работы — месяцы) обеспечит лучевая радиационная защита.

Для традиционной схем. Удельно-массовая толщина 185 г/см². Масса защиты 1999 кг. Толщина защиты 78,7 см.

Для схем с локальной защитой. Удельно-массовая толщина 124 г/см². Масса защиты 1354 кг. Толщина защиты 39 см.

Гарантии безопасного возвращения

1. Предусматривается возвращение КА, после космических миссий, на радиационно-безопасную орбиту 1000 км, при допустимом баллистическом коэффициенте 0,041 КА время торможения составит 300 лет.

2. Гарантию антивирусной и бактериальной безопасности от возвращаемого экипажа КА обеспечит крылатый аппарат типа ХЗ7М, способный к длительным передислокациям на высотах 450...900 км.

Литература

- [1] Мерьков А.Ю., Куркин И.И. Портативная энергетика, противодействие угрозам, повышение оперативной эффективности космических и аэрокосмических аппаратов // Сб. тез. «Королёвские чтения – 2019». М., 2019.
- [2] Kurkin I.I., Merkov A. Competing evolution of engines, power installations and mobile starting complexes under scenarios of atmospheric and space prospects. 63rd International Astronautical Congress 2012, Naples, Italy.
- [3] Куркин И.И. Анализ подходов к формированию облика и тактико-технических требований к современным летательным аппаратам // Аэрокосмическое приборостроение. 2014. № 2. С. 3–15.
- [4] Куркин И.И. Лидеры и инновации, сценарии аэрокосмической модернизации России // Ежегодник. Вып. 12. Россия: тенденции и перспективы развития. Научный совет РАН по комплексным проблемам евразийской экономической интеграции. М., 2017.
- [5] Куркин И.И. Аэрокосмическое будущее России Ученик-Учитель-Ученый: сб. научных статей. Институт стратегии развития образования. Российская академия образования. Ростов-н/Д, 2016.

RADIATION SAFE NUCLEAR POWER PLANT OF SPACE AND AEROSPACE VEHICLES

I.I. Kurkin
A.Yu. Merkov
A.S. Matveev

kurkinii@yandex.ru
baracuda1992@yandex.ru
matveev_alexander96@mail.ru

Moscow Aviation Institute (national research University)

The variants of intensive radiation safe, both manned and non-manned, exploration of near and far space are analyzed. Priority missions: in the sphere of attraction of the Earth — the Development of the moon, in the sphere of attraction of the Sun-the Development of Mars. In order to avoid many associated risks, it is assumed to use a lot of ship transport.

References

- [1] Merkov A.Yu., Kurkin I.I. Portable energy, countering threats, improving the operational efficiency of space and aerospace vehicles // Collection of abstracts. Korolev Academic Space Conference. М., 2019.

- [2] Kurkin I.I., Merkov A. Competing evolution of engines, power installations and mobile starting complexes under scenarios of atmospheric and space prospects. 63rd International Astronautical Congress 2012, Naples, Italy.
- [3] Kurkin I.I. Analysis of approaches to the formation of appearance and tactical and technical requirements for modern aircraft // Aerospace instrumentation / Scientific and technical publishing house Moscow ISSM 2073-0020. 2014. Vol. 2. Pp. 3–15.
- [4] Kurkin I.I. Leaders and innovations, scenarios of aerospace modernization of Russia // Yearbook. Issue 12. Russia: trends and prospects of development. Scientific council of RAS on complex problems of Eurasian economic integration. M., 2017.
- [5] Kurkin I.I. Aerospace future of Russia Student-Teacher-Scientist // Collection of scientific articles. Institute of education development strategy. Russian education Academy. Rostov-on-Don, 2016.

ВЫСОКОЭФФЕКТИВНАЯ АВТОНОМНАЯ ЭНЕРГОУСТАНОВКА ДЛЯ ВЫРАБОТКИ ЭЛЕКТРИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ НА СОЗДАВАЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ ЛУННЫХ БАЗАХ

Т.М. Таджикибов

ttmga@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Предлагается концепция энергоустановки для получения электроэнергии способом, основанным на использовании перепада (разности) температур на поверхности Луны.

Для получения электроэнергии на Луне для нужд размещаемых баз и отсеков планируется применить способ приведения в действие электрогенератора тепловым двигателем, который использует принцип работы на перепаде (разнице) рабочих температур, работающему по принципу, близкому к циклу работы двигателя Стирлинга.

Как известно, лунные сутки составляют примерно 29 земных дней, из них половина приходится на дневное время, а половина — на ночное. Температура на Луне в лунные дни достигает 123 °С. Температура же поверхности Луны на глубине 1 м стабильно остается всегда на уровне –35 °С. Таким образом, перепад температур составляет 158 °С.

Тепловой двигатель имеет в своем составе так называемые «горячий» и «холодный» цилиндры, которые соответственно должны быть приложены к одноименным тепловым средам. Внутри, в замкнутом объеме цилиндров, находится рабочая среда, которая не расходуется и представляет собой обычный воздух. Для лучших результатов необходимо применить газ гелий. «Горячая» часть энергоустановки нагревается падающим солнечным потоком, что вызывает его значительный нагрев. «Холодная» часть должна быть приложена к так называемой холодной площадке, которую необходимо сформировать следующим образом: на поверхности Луны необходимо пробурить вертикально шурфы-каналы, глубиной 1...3 м в количестве 10–20 штук на квадратный метр площади. Далее в пробуренные шурфы вставляются полые трубы, закрытые с нижних концов. Верхние части труб сведены в полостную рубашку-плиту и вместе образуют холодный контур. К поверхности плиты присоединена с соблюдением повышенной теплопроводности плоскость холодного цилиндра двигателя. Для увеличения теплопроводности полость рубашки и труб необходимо заполнить проводящим газом или жидкостью. При смене лунного дня на ночь соответственно окружающая температура снижается до –190 °С. В этом случае предусмотрена ротация — замена местами плоскостей приложения «горячего» и «холодного» цилиндров

теплового двигателя. Так, как в этом случае (в ночном режиме) перепад температур составляет примерно 155 °С, двигатель также работоспособен и обеспечивает выработку электроэнергии.

Коэффициент полезного действия данной генераторной энергоустановки в период работы лунных дней составит не менее 45 %, а в период работы лунных ночей составит не менее 50 %. Полученная электроэнергия будет поступать и накапливаться в аккумуляторах наряду с электроэнергией, полученной от солнечных панелей, и отсюда будет поступать к различным потребителям.

HIGHLY EFFICIENT AUTONOMOUS POWER PLANT FOR GENERATION OF ELECTRIC ENERGY ON THE CREATED SPACE LUNAR BASES

T.M. Tadzhibov

ttnmga@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

The concept of a power Plant for generating electricity in a way based on the use of the temperature difference on the surface of the moon is proposed.

К ВОПРОСУ О ПРОЕКТИРОВАНИИ ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫХ ТЕРМОЭМИССИОННЫХ ВЕНТИЛЕЙ ДЛЯ СИСТЕМ ПРЕОБРАЗОВАНИЯ ТОКА МОЩНЫХ КОСМИЧЕСКИХ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК

Е.В. Онуфриева¹

В.В. Онуфриев¹

В.В. Синявский²

А.Б. Ивашкин¹

Onufryev@bmstu.ru

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² РКК «Энергия» имени С.П. Королёва

Функционирование системы преобразования тока (СПТ) космической энергодвигательной установки (ЭДУ) зависит от величины напряжения обратного дугового пробоя вентилей. Этот параметр определяет электрическую мощность и рабочее напряжение системы преобразования тока. СПТ мощной космической ЭДУ строится на высокотемпературных вентилях плазменной электроэнергетики: сеточных ключевых элементах (СКЭ) и высоковольтных плазменных термоэмиссионных диодах (ВПТД). Применительно к космическим энергодвигательным установкам характеристики СПТ будут влиять на выбор электроракетного двигателя, который определяет баллистику перелета, массовую эффективность транспортной задачи. В результате электрические параметры СПТ будут влиять на эффективность энергодвигательной установки.

Для транспортно-энергетического обеспечения ряда перспективных космических задач [1] рассматривается возможность использования электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) и транспортно-энергетических модулей электрической мощностью в сотни и тысячи киловатт. В качестве источника электроэнергии указанных энерго-

емких космических аппаратов и комплексов предпочтение отдается ядерно-энергетическим установкам (ЯЭУ) с непосредственным преобразованием тепловой энергии в электрическую (преимущественно термоэмиссионным). Рассматриваются и варианты ЭДУ с солнечным источником энергии на основе высокоэффективных арсенид-галлиевых преобразователей. Однако эти источники электроэнергии являются относительно низковольтными с выходным напряжением 100...150 В, в то время как ЭРДУ для решения транспортных задач строятся на основе наиболее эффективных холловских или ионных электроракетных двигателей (ЭРД) и требуют напряжения в тысячи вольт. Поэтому в ЭДУ необходима специальная СПТ, преобразующая постоянный ток низкого напряжения источника электроэнергии в постоянный ток высокого напряжения потребителя [1]. СПТ содержит ключевые элементы, трансформатор и вентили для выпрямления переменного тока в постоянный, причем все эти агрегаты должны быть высокотемпературными, так как в условиях космоса сброс непреобразованного тепла возможен лишь излучением.

Исследованию характеристик тлеющих разрядов уделяется достаточно много внимания в силу их значительной практической применимости в различных газоразрядных устройствах.

Особое место в космических ЭДУ большой мощности (десятки — сотни кВт) занимают высокотемпературные термоэмиссионные вентили плазменной электроэнергетики. Высокотемпературные СПТ строятся на СКЭ в инверторной части и на ВПТД в выпрямительной части преобразователя тока.

Перспективность применения вентилях (ВПТД и СКЭ) с цезиевым и (или) бариевым наполнением обусловлена низкими потерями напряжения в проводящем состоянии ($\delta U_p = 2,5...3,5$ В) при величине рабочего напряжения вентиля 1000...2500 В и высокой удельной электрической мощностью, передаваемой на нагрузку 10...50 кВт/см² [2]. Рабочая температура анода термоэмиссионных вентилях $T_A = 600...900$ К позволяет использовать их в СПТ, расположенном в высокотемпературной части энергодвигательной установки в отличие от существующих и перспективных полупроводниковых вентилях; причем термоэмиссионный вентиль радиационно-стойкий и не требует гермоконтейнера. Как показали экспериментальные исследования в режиме обратного тока (анод имеет отрицательный потенциал, термокатод — положительный) в межэлектродном зазоре (МЭЗ) горит плотный тлеющий разряд [2, 3].

Именно величина максимального напряжения тлеющего разряда в МЭЗ ВПТД характеризует вентильные свойства вентиля. Получение зависимостей, позволяющих рассчитать параметры разряда в режиме обратного тока, позволит проводить проектные исследования при разработке ВПТД, СКЭ как элементов высокотемпературной радиационно-стойкой СПТ.

Выбор комбинации параметров ВПТД или СКЭ — температуры термоэмиссионного катода — T_K , анода — $T_A(p_{Cs})$, давления пара цезия — p_{Cs} и длины МЭЗ $\Delta_{МЭЗ}$, должен обеспечивать устойчивое распределение потенциала в плотном тлеющем разряде в паре цезия [3], в условиях когда слаботочное состояние ($I_p = 1...10$ мА, $j_p = 1...5$ мА/см²) сохраняется при напряжениях 1000...2500 В или реализуются вентильные свойства прибора.

Данная проблема исследовалась экспериментально и теоретически. Экспериментальное исследование позволило получить диапазоны теплофизических параметров вентилях для обеспечения вентильных свойств [3].

В отличие от существующих моделей и подходов по описанию плотного тлеющего разряда в рамках самосогласованной системы уравнений впервые получено аналитическое решение для распределений потенциала, напряженности электрического поля и температуры атомов в ионном слое у отрицательного электрода. Следует отметить, что впервые рассмотрена задача приэлектродного слоя с учетом тепловыделения в нем [3].

В результате аналитического решения задачи приэлектродного слоя в термоэмиссионном вентиле (ВПТД) в режиме обратного тока получены следующие результаты [3]:

- вид распределения напряженности электрического поля $E(x)$ в ионном слое свидетельствует о том, что практически большая часть его (98 %) сосредоточена в узкой зоне протяженностью $\delta^* = (0,01...0,05)d_k$, причем зона имеет резко выраженную границу;
- рост температуры нейтралов в приэлектродном ионном слое пропорционален третьей степени приложенного к МЭЗ ВПТД обратного напряжения — $U_{обр}^3$ и концентрации атомов n_a ;
- показано, что теплопроводность существенна именно в узком слое у поверхности отрицательного электрода $\delta^* = 0,1d_k$.

Показано, что основной причиной, обеспечивающей поддержание высоковольтного слаботоочного состояния МЭЗ вентилей (плотный тлеющий разряд) является энергетический баланс области возбужденных атомов у поверхности отрицательного электрода. При его нарушении разряд переходит в самостоятельный дуговой, что и наблюдалось экспериментально в [2].

Результаты экспериментального и теоретического исследования показали, что величина напряжения зажигания обратного дугового разряда определялась давлением пара в МЭЗ и температурой отрицательного электрода [2, 3].

В результате экспериментальных и теоретических исследований получены аналитические и полужемпирические зависимости для расчета напряжения зажигания обратного дугового разряда в зависимости от давления цезия и температуры анода.

Литература

- [1] Онуфриева Е.В., Синявский В.В., Онуфриев В.В. Высокотемпературные системы преобразования тока перспективных космических энергодвигательных установок // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2009. № 4. С. 137–144.
- [2] Онуфриева Е.В., Алиев И.Н., Онуфриев В.В., Синявский В.В. Энергетические характеристики высокотемпературных плазменных вентилей систем преобразования тока космических энергодвигательных установок // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2016. № 3. С. 127–140.
- [3] Онуфриева Е.В., Онуфриев В.В., Гришин Ю.М., Сидняев Н.И., Синявский В.В., Ивашкин А.Б. О расчете напряжения зажигания обратного дугового разряда в высоковольтном плазменном термоэмиссионном диоде // Известия Российской академии наук. Энергетика. 2018. № 4. С. 107–115.

ON THE ISSUE OF DESIGNING HIGH TEMPERATURE THERMAL EMISSION VALVES FOR CURRENT CONVERSION SYSTEMS OF POWERFUL SPACE POWER PROPULSION SYSTEMS

*E.V. Onufrieva*¹

*V.V. Onufriev*¹

*V.V. Sinyavskiy*²

*A.B. Ivashkin*¹

Onufryev@bmstu.ru

¹ Bauman Moscow State Technical University

² RSCE named after S.P. Korolev

The functioning of the current conversion system space power plant (nuclear reactor) depends on the reverse voltage breakdown arc thermo emission switch and high-voltage plasma thermo emission diodes. This parameter determines the electrical power and operating voltage of

the current conversion system. Current conversion system of the powerful space propulsion systems built on high-temperature plasma grid thermo emission switch and high-voltage plasma thermo emission diodes. In relation to space power propulsion systems, the characteristics of the current conversion system will influence the choice of the electric rocket current conversion system, which determines the flight ballistics, the mass efficiency of the transport task. As a result, the electrical parameters of the current conversion system will affect the efficiency of the power plant.

References

- [1] Onufrieva E.V., Sinyavsky V.V., Onufriev V.V. High-temperature conversion systems current advanced space power installations // Izvestiya Rossiyskoy Akademii nauk. Energy. 2009. No. 4. Pp. 137–144.
- [2] Onufrieva E.V., Aliyev I.N., Onufriev V.V., Sinyavsky V.V. Energy characteristics of high-temperature plasma switches of current conversion systems of space power propulsion systems // Izvestiya Rossiyskoy Akademii nauk. Energy. 2016. No. 3. Pp. 127–140.
- [3] Onufrieva E.V., Onufriev V.V., Grishin Yu.M., Sidnyaev N.I., Sinyavsky V.V., Ivashkin A.B. On calculating the ignition voltage of a reverse arc discharge in a high-voltage plasma thermionic diode // Izvestiya Rossiyskoy Akademii nauk. Energy. 2018. No. 4. Pp. 107–115.

ВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫЙ ТЕРМОЭМИССИОННЫЙ ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЬ С ПОНИЖЕННЫМ ДАВЛЕНИЕМ ПАРА ЦЕЗИЯ И СВЕРХВЫСОКОТЕМПЕРАТУРНЫМ СОСТАВНЫМ КОЛЛЕКТОРОМ

М.С. Яшин¹

yashinms@sialuch.ru

В.В. Онуфриев²

¹ ФГУП «НИИ НПО «ЛУЧ»

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

На основе анализа распределений параметров плазмы по длине межэлектродного зазора для различных точек вольт-амперных характеристик для двух вариантов коллекторов, сделаны качественные выводы об отличии процессов протекающих в преобразователе с составным коллектором и влиянии этих процессов на ход вольт-амперной характеристики.

Степень совершенства термоэмиссионного преобразователя (ТЭП) принято характеризовать величиной барьерного индекса V_b , учитывающего отличие потерь в межэлектродном зазоре (МЭЗ) реального ТЭП от потерь в идеальном преобразователе [1]. При равных внешних условиях, таких как температуры и работы выхода электродов, величина МЭЗ, меньшим барьерным индексом и, следовательно, преимуществом обладает ТЭП, ВАХ которого больше смещена в преобразовательную область по оси напряжений. Одним из способов снижения V_b является уменьшение потерь в разряде. В условиях «дугового» режима ТЭП обычно наблюдается перекомпенсация отрицательного объемного заряда, что приводит к образованию скачков потенциала, препятствующих уходу электронов на электроды. Более благоприятные условия для протекания тока могут наблюдаться, если у поверхности коллектора существует поле, ускоряющее электроны из плазмы. Это возможно при реализации «составного» коллектора, когда его поверхность разделена на участки с различающимися работами выхода.

Повышенная температура коллектора может быть целесообразна в условиях радиационного теплоотвода энергии от конструкции преобразователя. Однако высокая температура коллектора приводит к значительному обратному электронному току, что существенно сказывается на выходных характеристиках ТЭП. Необходимо каким-либо образом уменьшить электронный ток с коллектора. Одним из способов может быть сни-

жение давление пара цезия, вследствие чего уменьшится степень покрытия поверхности коллектора цезием и, следовательно, увеличится работа выхода. Пониженное давление паров цезия положительно уменьшает потери энергии в МЭЗ преобразователя, что ведет к увеличению полезной выходной мощности и эффективности ТЭП.

В рассматриваемых условиях рассеяние электронов происходит в основном на атомах за счет кулоновских взаимодействий. Предполагается, что в данном режиме работы ТЭП должны наблюдаться характерная для «дугового» режима стабильность и в то же время сниженные на 0,1...0,2 В потери напряжения в плазме МЭЗ. На основе математической модели ТЭП [2] с кинетическими коэффициентами из [3] в работе проведены расчеты ВАХ ТЭП с однородным и с составным коллектором.

В целом, в преобразователе с составным коллектором наблюдаются пониженные значения концентрации частиц и температуры электронов. Распределения параметров плазмы свидетельствуют о протекании тока через преобразователь даже при менее плотной и горячей плазме и меньших потерях по сравнению с ТЭП с однородным коллектором. Что и находит отражение в виде несколько повышенного напряжения преобразователя в определенной области ВАХ.

Характерными особенностями рассмотренных режимов по сравнению с классическим «дуговым» являются более «плавные» изменения потенциала плазмы и концентрации заряженных частиц и больший градиент температуры электронов по длине МЭЗ. Данный эффект связан с меньшим влиянием рассеяния частиц в объеме МЭЗ вследствие пониженного значения давления паров цезия.

Хотя выигрыш в напряжении по сравнению с однородным коллектором и имеет экстремум, согласно полученным результатам преимущество ТЭП с составным коллектором наблюдается в наиболее интересной с практической точки зрения области ВАХ — максимальной выходной мощности. Несмотря на то что максимальный прирост напряжения составляет 0,1 В и не соответствует точке максимальной выходной мощности ВАХ, при проведении оптимизации режимов работы ТЭП тем не менее возможно смещение данной точки по кривой ВАХ.

Литература

- [1] Щербинин П. П. Генераторы прямого преобразования тепловой и химической энергии в электрическую. Т. 6: Термоэмиссионные преобразователи. М.: ВИНТИ, 1981. 242 с.
- [2] Мойжес Б.Я., Пикус Г.Е. ред. Термоэмиссионные преобразователи и низкотемпературная плазма. М.: Наука, 1973. 480 с.
- [3] Стаханов И.П., Черковец В.Е. Физика термоэмиссионного преобразователя. М.: Энергоатомиздат, 1985. 208 с.

HIGH TEMPERATURE THERMAL EMISSION CONVERTER WITH LOW PRESSURE OF CAESIUM VAPOR AND HIGH TEMPERATURE COMPOUND COLLECTOR

M.S. Yashin¹
V.V. Onufriev²

yashinms@sialuch.ru

¹ LUCH FSUE

² BMSTU named after N. E. Bauman

Based on the analysis of distributions of plasma parameters along the length of the interelectrode gap for various points on the current-voltage characteristics for two types of collectors, made

qualitative conclusions about the processes occurring in the transducer with a composite manifold and the influence of these processes on the course of current-voltage characteristics (C-VC).

References

- [1] Shcherbinin P.P. Generators of direct conversion of thermal and chemical energy into electrical energy. Vol. 6: Thermal Emission converters. M.: VINITI, 1981. 242 p.
- [2] Moijes B. Ya., Pikus G. E. ed. Thermionic transducers and low-temperature plasma. M.: Nauka, 1973. 480 p.
- [3] Stakhanov I. P., Cherkovets V. E. Physics of thermoemission Converter. M.: Energoatomizdat, 1985. 208 p.

ОСОБЕННОСТИ ОПРЕДЕЛЕНИЯ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ПЛАЗМЫ В МАГНИТНОМ ПОЛЕ

А.С. Полюхин

polyukhinas@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Работа посвящена численному моделированию термодинамических параметров высокотемпературной плазмы с плотностями, сопоставимыми с плотностью твердого тела на основе модели Томаса – Ферми при одновременном учете квантовых, обменных поправок и магнитного поля. Представлена разностная схема краевой задачи на потенциал Томаса – Ферми с поправками, а также разработан оптимальный алгоритм программной реализации поставленной задачи.

В работе представлен алгоритм по определению термодинамических параметров для жидкой плазмы — состояния вещества с плотностями, сопоставимыми с плотностью твердого тела, а также с высокой температурой, находящейся в магнитном поле на основе модели Томаса – Ферми с учетом квантовых и обменных поправок [1–3]. Учет поправок позволил увеличить область применения модели до температур, необходимых в расчетах термоядерных процессов. Кроме того, сформулированы методы аппроксимации основных термодинамических функций с использованием автомоделных свойств представленной модели.

Актуальность работы обусловлена развитием перспективного направления по созданию термоядерных ракетных двигателей на основе систем инерционного синтеза, а также высокоэнергетических систем инерционного термоядерного синтеза [4]. Плазма, образующаяся в процессе работы таких систем, находится в жидком состоянии, обуславливая тем самым применение квантово-статистической модели Томаса – Ферми, позволяющей определить необходимые термодинамические параметры.

Алгоритм численного решения краевой задачи на отыскание потенциала Томаса – Ферми, а также соответствующих квантово-обменных поправок, полученный в работе, позволяет определить основные термодинамические параметры с высокой точностью. Представленная методика может быть использована в качестве простого способа построения уравнения состояния жидкой плазмы в широком диапазоне температур и плотностей для дальнейшего исследования процессов, происходящих в подобных системах.

Литература

- [1] Никифоров А.Ф., Новиков В.Г., Уваров В.Б. Квантово-статистические модели высокотемпературной плазмы и методы расчета росселандовых пробегов и уравнений состояния. М.: Физматлит, 2000.
- [2] Кузенов В. В., Рыжков С. В., Шумаев В. В. Применение модели Томаса – Ферми для определения термодинамических свойств замагниченной плазмы // Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2014. Т. 15. № 3. URL http://chemphys.edu.ru/media/files/14_apm2013.pdf.
- [3] Дьячков С.А. Квазиклассическая модель термодинамических свойств электронов с учетом состояний дискретного спектра и область ее применимости: дис. ... канд. физ.-мат. наук. М., 2018. 138 с.
- [4] Кузенов В.В., Лебо А.И., Лебо И.Г., Рыжков С.В. Физико-математические модели и методы расчета воздействия мощных лазерных и плазменных импульсов на конденсированные и газовые среды. 2-е изд. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017. 328 с.

FEATURES IN DETERMINING THERMODYNAMIC PROPERTIES OF PLASMA UNDER MAGNETIC FIELD

A.S. Polyuhin

polyukhinas@gmail.com

Bauman Moscow State Technical University

The work is devoted to numerical calculation of thermodynamic parameters of a high-temperature plasma with a density comparable with solid body, which based on the Thomas-Fermi model with quantum, exchange corrections and outer magnetic field's influence considered. A difference scheme of the boundary problem for Thomas-Fermi potential with corrections is represented and furthermore an optimal algorithm for numerical solving of the problem is elaborated.

References

- [1] Nikiforov A.F., Novikov V.G., Uvarov V.B. Quantum Statistical Models of Hot Dense Matter. Methods for Computation Opacity and Equation of State. Berlin: Birkhauser Verlag, 2005.
- [2] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V., and Shumaev V.V. Application of Thomas–Fermi model to evaluation of thermodynamic properties of magnetized plasma, Probl. Atomic Sci. Technol. 2015. Vol. 1, No. 95. Pp. 97–99.
- [3] Dyachkov S., Levashov P., Region of validity of the finite-temperature Thomas–Fermi model with respect to quantum and exchange corrections // Phys. Plasmas. 2014. Vol. 21, No. 5. P. 052702.
- [4] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. Numerical modeling of laser target compression in an external magnetic field // Math. Models Comput. Simul. 2018. Vol. 10. Pp. 255–264.

ОЦЕНКА СВОЙСТВ ЭЛЕКТРОДИНАМИЧЕСКИХ ТРОСОВ С АВТОНОМНОЙ ГЕНЕРАЦИЕЙ ЗАРЯДОВ

П.М. Бечаснов

bechasnov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В отличие от обычных электродинамических тросов предлагается создавать ток ионизацией топлива, обеспечивая независимость от концентрации внешних зарядов и снимая ограничения тока и тяги по их доступности. Поле сильного тока предположи-

тельно структурирует создаваемую плазму, усиливая внешнее поле и отражая заряженные частицы. Это позволит создать экономичный двигатель с широкой областью применения.

Электродинамический трос (ЭДТ) — длинный проводник, использующий взаимодействие протекающего в нем тока посредством силы Ампера с внешним электромагнитным полем для получения электрической энергии или тяги. В магнитном поле на ток в нем действует сила в направлении, перпендикулярном как его направлению, так и вектору магнитного поля.

Принцип работы ЭДТ был предложен в 1965 г. [1] и предусматривал гравитационную стабилизацию длинного вертикального проводника, с одного конца которого электроны будут удаляться фотоэффектом, а с другого — притягиваться из ионосферы из-за полученного при этом положительного заряда. С тех пор практически все проекты ЭДТ предусматривают использование внешних зарядов для создания тока, применяя ионизацию собственного рабочего тела только для улучшения контакта с внешней плазмой.

Однако, несмотря на меньший более чем на порядок расход массы плазменными контакторами при сборе внешних зарядов по сравнению с их получением непосредственной ионизацией рабочего тела, для создания значимых токов в ЭДТ необходим достаточно длинный оголенный трос либо значительное напряжение на концевом коллекторе [2].

Если же плазменный контактор заменяется плазматроном в качестве источника электронов, а для сброса заряда на другом конце троса используется другой плазматрон или эмиттер на эффекте полого катода, такой ЭДТ, несмотря на большой расход массы при работе в ионосфере, получает следующие преимущества:

- независимость от перепадов плотности зарядов в ионосфере;
- отсутствие ограничения на величину создаваемого тока, налагаемого доступностью внешних зарядов.

Эти преимущества, в свою очередь, позволяют реализовать несколько особенностей реализации и применения ЭДТ с автономной генерацией зарядов (ЭДТ-А), недоступных ранее для подобных систем:

- использование на более высоких орбитах, чем обычно;
- уменьшение длины троса с упрощением его развертывания и стабилизации, в том числе посредством применения жесткой проводящей мачты;
- получение сильных магнитных полей, в значительном объеме превосходящих внешнее.

Наличие подобных полей позволяет использовать их как для отражения подлетающих заряженных частиц, так и для удержания плазмы, испускаемой собственными концевыми плазматронами ЭДТ-А, и формирования собственной магнитосферы. Наличие же последней как увеличивает возможности ЭДТ-А по обеспечению противорадиационной защиты, так и изменяет внешнее поле непосредственно на тросе за счет его взаимодействия с намагниченной плазмой магнитосферы ЭДТ-А. Этот эффект может изменять тягу ЭДТ-А.

При применении в межпланетном пространстве ЭДТ-А будет работать в режиме магнитного паруса [3], отражая частицы солнечного ветра. При этом генерируемая им плазма будет создавать собственную магнитосферу, как и в случае плазменного паруса Р. Вингли [4], существенно увеличивая создаваемую тягу.

К сожалению, высокая сложность рабочих процессов ЭДТ-А не дает возможности с большой точностью численно определить его характеристики без использования непосредственного численного моделирования. Последнее же существенно затруднено тем, что высокая концентрация намагниченной плазмы, создаваемой ЭДТ-А при работе,

делает задачу моделирования результирующего магнитного поля самосогласованной, а высокие градиенты поля в окрестности троса и плазмогенерирующих устройств — неадиабатичной. Поэтому наличие эффектов взаимодействия ЭДТ-А с собственной плазмой обосновывалось только с помощью инженерных оценок.

Проведенные расчетные оценки основных проектных параметров ЭДТ-А без учета плазменных эффектов показывают, что трос длиной 300 м на низкой околоземной орбите при работе на водороде обеспечивает удельный импульс на уровне 897,2 км/с (!). С точки зрения удельного импульса наиболее выгодно применение рабочих тел с минимальной молярной массой: водорода, гелия, лития, неона, воды либо метана. При этом он будет уменьшаться пропорционально росту молярной массы и расти пропорционально росту длины троса. Затраты энергии для рассматриваемого ЭДТ-А с учетом потерь составят около 20 кВт/Н, приближаясь с ростом длины троса к пределу примерно 15 кВт/Н.

Проведенная оценка массы рассмотренного ЭДТ-А показала, что его собственное ускорение с учетом массы источника энергии может составить для низкой околоземной орбиты порядка 0,01 м/с² при использовании алюминиевого троса и около 0,02 м/с² при использовании высокотемпературных сверхпроводников.

Также такой ЭДТ-А позволяет защитить центральную область размерами 2×2 м от подлетающих электронов с энергией до 1 МэВ при условии создания в нем тока силой 1 кА. Это потребует расхода энергии до 30 кВт и 10 мг/с водорода.

Полученные оценки эффективности ЭДТ-А позволяют рассматривать его для поддержания орбиты космических аппаратов с практически неограниченным запасом характеристической скорости, совершения высокоэнергетических межорбитальных перелетов с малыми затратами времени и радиационной защиты высокоширотной орбитальной станции, а в перспективе — для мягкой посадки ступеней ракет-носителей с использованием их собственной энергии. Потенциально применение ЭДТ-А при значительной длине троса возможно для выведения на геостационарную орбиту, быстрых межпланетных перелетов с обеспеченной радиационной защитой, в том числе от галактических лучей, радиационной защиты орбитальных станций и планетных баз, торможения и пр.

Литература

- [1] Drell S.D., Foley H.M., Ruderman M.A. Drag and Propulsion of Large Satellites in the Ionosphere: An Alfvén Propulsion Engine in Space// J. Of Geophysical Research. 1965, July. Vol. 70, No. 3. Pp. 3131–3145.
- [2] Martinez-Sanchez M., Hastings D.E. A Systems Study of a 100kW Tether // J. of Astronautical Sciences. 1987. Vol. 35. Pp. 75–96.
- [3] Andrews D.G., Zubrin R. Magnetic Sails and Interplanetary Travel // J. Spacecraft. 1991, March–April. Vol. 28, No. 2. Pp. 197–203.
- [4] Winglee R., Slough J., Ziemba T., Goodson A. Mini-Magnetospheric Plasma Propulsion: Tapping the energy of the solar wind for spacecraft propulsion// J. of Geophysical Research. 2000. Vol. 105. Pp. 21067–21078.

PROPERTIES ESTIMATION FOR ELECTRODYNAMIC TETHERS WITH AUTONOMOUS CHARGE GENERATION

P.M. Bechasnov

bechasnov@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

Despite electrodynamic tethers tradition, proposed charge generation by ionisation of on-board propellant to create high current despite external plasma concentration. This current's magnetic field will interact with external plasma, environmental and created by tether itself, modifying its thrust and creating some charge particle radiation protection. This process enables creation of high-Isp engine with wide applications field.

References

- [1] Drell S.D., Foley H.M., Ruderman M.A. Drag and Propulsion of Large Satellites in the Ionosphere: An Alfvén Propulsion Engine in Space // J. Of Geophysical Research. 1965, July. Vol. 70, No. 3. Pp. 3131–3145.
- [2] Martinez-Sanchez M., Hastings D.E. A Systems Study of a 100kW Tether // J. of Astronautical Sciences. 1987. Vol. 35. Pp. 75–96.
- [3] Andrews D.G., Zubrin R. Magnetic Sails and Interplanetary Travel // J. Spacecraft. 1991. March–April. Vol. 28, No. 2. Pp. 197–203.
- [4] Winglee R., Slough J., Ziemba T., Goodson A. Mini-Magnetospheric Plasma Propulsion: Tapping the energy of the solar wind for spacecraft propulsion // J. of Geophysical Research. 2000. Vol. 105. Pp. 21067–21078.

ГИБРИДНЫЙ НАКОПИТЕЛЬ ЭНЕРГИИ НА БОРТУ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Ц.Г. Надараица¹

И.Я. Шестаков²

А.А. Фадеев²

К.Н. Виноградов²

М.В. Савельева²

fadeev.77@mail.ru

vinogradov-KN@yandex.ru

¹ ООО «Конструирование, внедрение образцов новой техники»

² Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнёва

Предложена система электропитания космического аппарата на основе гибридного накопителя энергии, состоящая из химического источника (аккумуляторной батареи) и механического (кинетический накопитель энергии). Такая конструктивная схема позволяет не только улучшить энергетические и массогабаритные показатели космического аппарата, но и позволит снизить электризацию поверхности, а также улучшить стабилизацию космического аппарата.

Система электропитания (СЭП) предназначена для снабжения энергией всех систем космических аппаратов (КА), роботизированных комплексов и электромобилей. Конструктивное исполнение СЭП определяет внешний вид, срок активного существования (для КА), функциональные возможности, надежность, массогабаритные и экономические показатели устройства.

Повышение энерговооруженности и автономности СЭП предполагает реализацию ряда технических предложений:

- повышение гарантированных удельных характеристик элементов системы электропитания в конце срока активного существования;
- переход на элементы нового типа;
- повышение ресурса и стойкости СЭП при воздействии факторов космического пространства.

При проектировании КА разработчики стремятся уменьшить массу СЭП за счет снижения массы солнечных (БС) и аккумуляторных батарей (АБ), увеличения КПД и срока службы при нахождении новых конструктивных и технических решений.

Авторами [1] предложен гибридный накопитель энергии, который может применяться в составе автономного комплекса в качестве источника бесперебойного питания (ИБП) с выходом постоянного или переменного тока.

Гибридный накопитель энергии функционально состоит из химических источников (аккумуляторные батареи), установленных на вращающейся платформе (кинетический накопитель энергии), играющей роль маховичного накопителя. Совместное использование АБ и маховика позволит улучшить массогабаритные характеристики составных элементов СЭП КА в пределах 24 % [2].

Помимо электропитания бортовой аппаратуры с помощью гибридного накопителя возможно решение следующих задач.

1. Нейтрализация электрического заряда, возникающего на поверхности как ракетоносителя [3] при движении в атмосфере (за счет трения, выноса продуктов сгорания в атмосферу и токов утеки), так и космического аппарата за счет взаимодействия с космической плазмой [4]. Предлагается использование электростатических зарядов для восстановления кинетической энергии вращающихся масс путем накопления этих зарядов в ионисторах, установленных в накопителях. Ионисторы работают в буфере с АБ в целях защиты их от резких скачков тока нагрузки.

2. Гироскопический эффект, возникающий при вращении АБ, может быть использован для стабилизации КА, что сократит расход рабочего тела на работу двигателей стабилизации.

На текущий момент ведутся работы по созданию прототипа предложенного гибридного накопителя для подтверждения энергетических и массогабаритных показателей.

Литература

- [1] Пат. 2637489 Российская Федерация, МПК H02K7/02, H02J15/00. Комбинированный накопитель энергии / Ц.Г. Надараиа, И.Я. Шестаков, А.А. Фадеев, К.Н. Виноградов, К.В. Надараиа, А.И. Селиванов; патентообладатель Ц.Г. Надараиа, И.Я. Шестаков, А.А. Фадеев, К.Н. Виноградов, К.В. Надараиа, А.И. Селиванов. № 2016150749; заявл. 22.12.16; опубл. 05.12.17, Бюл. №34. 9 с.
- [2] Надараиа Ц.Г., Селиванов А.И., Шестаков И.Я., Фадеев А.А., Виноградов К.Н. Гибридный накопитель в системе электропитания перспективных космических аппаратов // Вестник МАИ. 2018. Т. 25, № 2. С. 202–209.
- [3] Федоров В.А. Электризация ракеты на старте и при движении в атмосфере на активном участке траектории // Космические исследования. 2011. Т. 49, № 4. С. 384–391.
- [4] Модель космоса: Научно-информационное издание: В 2 т. / под ред. М.И. Панасюка, Л.С. Новикова. Т. 2: Воздействие космической среды на материалы и оборудование космических аппаратов. М.: КДУ, 2007. 1144 с.

HYBRID ENERGY STORAGE DEVICE ON-BOARD SPACECRAFT

C.G. Nadaraia¹

I.Ja. Shestakov²

A.A. Fadeev²

K.N. Vinogradov²

M.V. Savelyeva²

fadeev.77@mail.ru

vinogradov-KN@yandex.ru

¹ LLC «Design, implementation of new equipment»

² Reshetnev Siberian State University of Science and Technology

An energy storage system for spacecraft is proposed on the basis of a hybrid energy storage device containing a chemical cell (a chemical storage battery) and a mechanical one (a kinetic energy storage unit). This design scheme allows both improving energetic and weight-size performance of spacecraft and reducing an area charge as well as improving spacecraft stabilizing.

References

- [1] Nadaraia C.G., Shestakov I.Ya., Fadeev A.A., Vinogradov K.N., Nadaraia K.V., Selivanov A.I. Patent RU 2637489 U1, 05.12.2017.
- [2] Nadaraia C.G., Selivanov A.I., Shestakov I.Ya., Fadeev A.A., Vinogradov K.N. // Vestnik MAI. 2018. Vol. 25, No. 2. Pp. 202–209.
- [3] Fedorov V.A. // Kosmicheskie issledovaniya. 2011. Vol. 49, No. 4. Pp. 384–391.
- [4] Panasjuk M.I., Novikov L.S. Model' kosmosa: Nauchno-informacionnoe izdanie. T. 2: Vozdejstvie kosmicheskoy sredy na materialy i oborudovanie kosmicheskikh apparatov (Model of space: Scientific information edition: Vol. 2: Impact of the space environment on materials and equipment of spacecraft), Moscow, KDU, 2007, 1144 p.

СТАБИЛИЗАЦИЯ НАПРЯЖЕНИЯ ПИТАНИЯ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ПРИ РАБОТЕ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ С ПРЕОБРАЗОВАНИЕМ ЭНЕРГИИ ПО ЦИКЛУ БРАЙТОНА

Н.А. Матюшин

К.В. Готовцев

nik.matyushin@yandex.ru

gotkir@kerc.msk.ru

ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»

Рассмотрены способы стабилизации напряжения синхронных генераторов с возбуждением от высококоэрцитивных магнитов для питания электроракетных двигателей.

В настоящее время ведутся работы по созданию космических аппаратов повышенной энерговооруженности, где в качестве источника энергии используется ядерная энергоустановка с преобразованием тепловой энергии на базе замкнутого цикла Брайтона, предусматривающего использование высокооборотных турбокомпрессоров-генераторов (ТКГ) [1, 2]. В ТКГ преобразование механической энергии вращающегося ротора в электрическую осуществляется синхронными генераторами.

Вырабатываемая генераторами электрическая энергия переменного тока после выпрямления используется в основном для питания электроракетной двигательной установки, состоящей из нескольких ионных двигателей. Оптимальная работа каждого ионного двигателя возможна в узком диапазоне отклонения (ориентировочно $\pm 1\%$)

от номинального значения выпрямленного напряжения, питающего высоковольтную цепь ионного двигателя.

Для использования в составе высокооборотных ТКГ в основном рассматриваются генераторы с возбуждением высококоэрцитивными постоянными магнитами, расположенными на роторе [2, 3]. Их преимуществами являются высокий КПД, высокая надежность и низкая масса за счет высокой магнитной энергии постоянных магнитов и отсутствия расхода дополнительной энергии на возбуждение. У генераторов такого типа из-за отсутствия возможности регулирования магнитного потока при фиксированной частоте вращения ротора напряжение в рабочей точке может отличаться от напряжения холостого хода на 20 % и более. Соответственно для питания электроракетных двигателей требуется применение специальных мер по поддержанию напряжения в необходимом диапазоне.

Таким образом, при необходимости работы ядерной энергоустановки на различной мощности в широком диапазоне (10...100 %), требуется стабилизация напряжения в электрической цепи «синхронный генератор — электроракетный двигатель». Рассмотрены следующие три способа такой стабилизации:

- использование неуправляемого выпрямителя с регулировкой частоты вращения ротора электрогенератора;
- использование управляемого выпрямителя при постоянной частоте вращения ротора электрогенератора;
- изменение коэффициента мощности нагрузки при постоянной частоте вращения ротора электрогенератора.

При реализации первого способа снижение мощности нагрузки генератора, приводящее к увеличению напряжения на зажимах генератора, компенсируется снижением частоты вращения в соответствии с нагрузочной характеристикой электрогенератора. Стоит отметить, что снижение частоты оказывает влияние на параметры термодинамического контура, что при наличии нескольких контуров является сложной задачей для реализации алгоритмов управления.

При реализации второго способа стабилизация выполняется с помощью управляемого выпрямителя, напряжение постоянного тока регулируется за счет изменения угла открытия электронных ключей, управляемых по импульсно-фазовому принципу. Но из-за изменения угла регулирования в питающих цепях и выпрямленном напряжении возникают существенные искажения и пульсации. Снижения искажений и пульсаций возможно добиться путем увеличения пульсности выпрямителя, например, вместо шестипульсной использовать двенадцатипульсную схему выпрямления, в которой два трехфазных трансформатора с фазовым смещением работают на шестипульсные мостовые выпрямители, соединенные последовательно.

Третий способ предусматривает регулирование напряжения за счет изменения коэффициента мощности нагрузки. При данном способе регулирование осуществляется путем изменения реактивной составляющей нагрузки при неизменной активной. Так, увеличение емкостной составляющей ведет к тому, что поток реакции якоря за счет угла опережения дополнительно увеличивает поток возбуждения, тем самым вызывая увеличение напряжения на выходе генератора при неизменной активной нагрузке [4].

В работе показано, что при необходимости иметь точность стабилизации напряжения в диапазоне $\pm 1\%$ наиболее предпочтительным является способ регулирования при помощи последовательного емкостного стабилизатора. Однако требуется принимать специальные меры по снижению искажений переменного напряжения для исключения дополнительного их увеличения в системе конденсаторного возбуждения. Преимуществом данного способа возбуждения представляется возможность осуществлять параллельную работу синхронных генераторов по цепи переменного тока.

Литература

- [1] Baez N., Birchenough A. and Lebron-Velilla R. Description of the Prometheus Program Alternator/ Thruster Integration Laboratory (ATIL). NASA/TM. 2005. Pp. 213895.
- [2] Коротеев А.С., Акимов В.Н., Попов С.А. Проект создания транспортно-энергетического модуля на основе ядерной энергодвигательной установки мегаваттного класса // Полет. 2011. № 4.
- [3] Birchenough A. and Hervol D. Operational Results From a High Power Alternator Test Bed. NASA / TM-2007-214708.
- [4] Балагуров В.А., Галтеев Ф.Ф., Ларионов А.Н. Электрические машины с постоянными магнитами. М.-Л.: Энергия, 1964. 480 с.

STABILIZATION OF SUPPLY VOLTAGE OF ELECTRIC PROPULSION DURING OPERATION OF POWER PROPULSION SYSTEM WITH ENERGY CONVERSION ON THE BRAYTON CYCLE

N.A. Matyushin

nik.matyushin@yandex.ru

K.V. Gotovtsev

gotkir@kerc.msk.ru

SSC Keldysh Research Center

This paper discusses methods of stabilizing the voltage of synchronous generators with the excitation of the high-coercivity magnets for electric propulsion power.

References

- [1] Baez N., Birchenough A. and Lebron-Velilla R. Description of the Prometheus Program Alternator/ Thruster Integration Laboratory (ATIL). NASA/TM—2005-213895.
- [2] Koroteev A. S., Akimov V.N., Popov S.A. Project Of Creation Of Transport-power Module On The Basis Of Nuclear Power Propulsion System Of Megawatt Type Polyot [Flight]. 2011. № 4.
- [3] Birchenough A. and Hervol D. Operational Results From a High Power Alternator Test Bed. NASA/ TM-2007-214708.
- [4] Balagurov V.A., Galteev F.F., Larionov A.N. Elektricheskie mashini s postoyannimi magnitami [Electrical machines with permanent magnets]. Moscow-Leningrad, Energiya Publ, 1964. 480 p.

ВЫБОР КОНЦЕПЦИИ РАЗВИТИЯ И УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ХИМИЧЕСКИХ ИСТОЧНИКОВ ТОКА С АЛЮМИНИЕМ В КАЧЕСТВЕ ЭНЕРГОНОСИТЕЛЯ ПУТЕМ ПРИМЕНЕНИЯ НОВОЙ ЭЛЕМЕНТНОЙ БАЗЫ НА ОСНОВЕ НАНОСТРУКТУРИРОВАННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Н.С. Окорокова

ok.nadezhda@mail.ru

А.В. Перченко

a.perchenok@mail.ru

С.Д. Севрук

sds46@yandex.ru

Е.В. Суворова

lelya-suvorova@yandex.ru

А.А. Фармаковская

a.a.farmakovskaya@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

На основе обзора научно-технической и патентной литературы для оценки уровня исследований и разработок в области компонентов и материалов элементной базы источников тока на основе алюминия — воздушно-алюминиевого (ВА) и гидронного

химических источников тока (ХИТ) — разработана концепция развития и усовершенствования разрабатываемых источников путем применения новой элементной базы на основе наноструктурированных материалов для повышения их энергетических и эксплуатационных характеристик и намечен выбор новых функциональных материалов и компонентов.

Несмотря на то что уже созданы лабораторные и опытные образцы энергоустановок (ЭУ) на основе алюминиевых химических источников тока (ХИТ), все еще остро стоит проблема повышения их энергетических, эксплуатационных, экономических и экологических параметров и характеристик. С целью развития и усовершенствования разрабатываемых источников энергии с алюминием — воздушно-алюминиевого (ВА) и гидронного ХИТ — рассмотрены возможности применения в них новых функциональных наноструктурированных материалов.

На основе проведенного анализа литературных данных о разработках наноматериалов для электрохимической энергетики сделан вывод, что наибольшее число работ выполнено для суперконденсаторов, кислородно-водородных (O_2/H_2) топливных элементов (ТЭ) и литий-ионных аккумуляторов, а также для электролизеров с полимерными и твердыми электролитами.

Для ХИТ на основе алюминия специально новые наноматериалы практически не разрабатывались. Поэтому нашей задачей является изучение возможности использования в ВА и гидронном ХИТ материалов, созданных для других целей, и других электрохимических систем и устройств и провести их испытания в составе разрабатываемых источников тока.

Повышение электрохимической активности анодного алюминиевого сплава может быть достигнуто за счет использования наноструктурированного алюминия, различные марки которого уже сейчас производятся и в России, и за рубежом. Это новый класс перспективных наноструктурированных объемных металлических материалов с субмикроструктурной структурой, полученных с использованием различных технологий, обладает уникальными свойствами, которые могут иметь непосредственное практическое применение во многих областях техники, в том числе и в электрохимических источниках тока, активируя алюминиевый анод и снижая поляризационные потери на нем.

Одним из методов улучшения характеристик ВА и гидронного ХИТ на всех режимах является также снижение скорости коррозии алюминиевого анода, что приводит к снижению количества образующихся продуктов реакции и повышению коэффициента использования алюминия. В качестве ингибиторов коррозии исследованных нами ранее анодных алюминиевых крупнозернистых сплавов рассматривались добавки в электролит ионов олова, а также добавки органических соединений. Что касается наноструктурированного алюминия, то, согласно современным теоретическим представлениям, коррозия таких металлов в агрессивных средах должна увеличиваться, однако, как было установлено, коррозия металла в этом случае носит более равномерный характер, и возможно сглаживание шероховатости поверхности растворяющегося алюминия может способствовать большей адгезии на поверхности металла образованных ингибитором хемосорбированных пленок, содержащих ионы Al^{3+} и анионы органических кислот. Поэтому изучение скорости и механизма коррозии наноструктурированного алюминия в электролитах исследуемых ХИТ составляет также одну из задач для достижения поставленной цели повышения их параметров.

Повышение эффективности работы ВА ХИТ может идти также за счет использования газодиффузионных катодов, с использованием наноструктурированных катализаторов. Повышение эффективности работы катода позволит увеличить длительность и стабильность работы ХИТ за счет устойчивости к процессам деградации. Так,

одним из подходов к повышению эффективности работы воздушного катода является использование в структуре активных слоев углеродных нанотрубок (УНТ) и других высокодисперсных углеродных материалов. Чаще всего они используются в качестве носителя металлических наночастиц катализатора, однако их функции могут быть значительно шире. Работы по использованию высокодисперсных углеродных материалов в активных слоях катодов находятся в начальной стадии и для эффективного развития необходимо проведение фундаментальных исследований.

Для ВА ХИТ с нейтральным солевым электролитом актуальной задачей является модификация гелеобразных продуктов реакции с помощью коагулянтов на основе поверхностно-активных веществ (ПАВ) и полимерных композиций с наночастицами.

При работе гидронного ХИТ с алюминиевым анодом в щелочном электролите и анодная токообразующая реакция, и реакция коррозии аналогичны реакциям в ВА ХИТ, а на инертном катоде происходит восстановление водорода из воды. Проведенные нами исследования по разработке технологии получения водорода с помощью гидронного ХИТ с различными анодными алюминиевыми сплавами и катодами из различных металлов в щелочных и нейтральных электролитах позволили сделать вывод, что на базе гидронного ХИТ с алюминиевым анодом можно создать управляемый генератор водорода для O_2/H_2 ТЭ с возможностью регулирования скорости выделения водорода в широких пределах без снижения токовых характеристик. Эффективность процесса получения водорода в гидронном ХИТ может быть повышена путем применения наноструктурированных электрокатализаторов катодной реакции, снижающих поляризационные потери и позволяющих за счет увеличения пористости основы, в которую внедрены нанокристаллы, например платины или палладия, увеличить емкостные характеристики электрода до 30...40 %. Также одним из возможных путей снижения себестоимости электролитического водорода является разработка и использование электродов с высокоэффективными, технологичными и недорогими каталитическими покрытиями. Анализ литературных данных показывает, что перспективными в качестве катодов являются покрытия и сплавы на основе Ni-Mo. При этом сплав Ni-Mo используется как самостоятельное каталитическое покрытие, так и в качестве подложки для многослойных катализаторов, а также как составная часть ренеевских сплавов Ni-Al-Mo, Ni-Mo-Ti-Al, Ni-Mo-Zn, Ni-Mo-Si-Al-O. Для гидронного ХИТ перспективно применение катодов с пористым никелевым покрытием, модифицированным либо NiP_x , либо Pt, а также никелевые электроды с покрытием Mo и Sn и MoS_2 .

CONCEPT SELECTION OF DEVELOPMENT AND IMPROVEMENT OF CHEMICAL CURRENT SOURCES WITH ALUMINUM AS AN ENERGY CARRIER BY USING A NEW ELEMENT BASIS BASED ON THE NANOSTRUCTURED MATERIALS

N.S. Okorokova

A.V. Perchenok

S.D. Sevrjuk

E.V. Suvorova

A.A. Farmakovskaya

ok.nadezhda@mail.ru

a.perchenok@mail.ru

sds46@yandex.ru

lelya-suvorova@yandex.ru

a.a.farmakovskaya@gmail.com

Moscow Aviation Institute (National Research University)

A concept for the development and improvement of current sources based on aluminum — air-aluminum (AA) and hydronic chemical current sources (CCS) — was developed on the basis

of a review of scientific, technical and patent literature to assess the level of researches and developments in the field of components and materials for the elemental base of these sources. The concept implies the use of a new elemental base based on nanostructured materials to increase their energy and operational characteristics. The selection of new functional materials and components is outlined.

ВЫБОР СИСТЕМЫ ИЗМЕРЕНИЯ ТЯГИ ИМПУЛЬСНОГО ИСТОЧНИКА ПЛАЗМЫ

А.В. Богатый

boga-alex@yandex.ru

Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики
Московского авиационного института (НИИ ПМЭ МАИ)

Рассмотрены способы измерения малых усилий, развиваемых импульсными плазменными двигателями. Выбран тип тягоизмерительного устройства, разработан и создан маятниковый тягомер с масляными демпферами, пригодный для измерения усилий масштаба 0,1 мН. Проведено математическое моделирование тягомера, подтвердившее возможность использования маятникового тягомера подобного типа для измерения средней тяги импульсных плазменных двигателей.

Важнейшим условием получения необходимых данных о характеристиках электро-ракетных двигателей является проведение измерений создаваемой им тяги. Это условие выполняется путем установки в вакуумной камере системы измерения малых усилий, способной обеспечить высокую точность измерения малых сил (масштаба 1 мН и менее), создаваемых двигателем.

Импульсный характер работы абляционного импульсного плазменного двигателя (АИПД) создает определенную сложность измерения средней тяги в силу малой длительности импульса тяги и относительно длинной паузы между импульсами, поэтому достоверное измерение тяги является основополагающей задачей при проведении исследований.

В настоящее время для прямого измерения малых реактивных усилий (масштаба миллиньютон) наиболее широко используются тягоизмерительные устройства следующих конструктивных схем:

- крутильные весы;
- маятниковый тягомер.

«Крутильные весы» в зависимости от конструкции позволяют измерять тяги от нескольких мкН до нескольких ньютонов и более. Однако они более сложны в настройке, чем маятниковые тягомеры, так как требуется точное уравнивание рычага с установочной платформой с помощью балансирующих грузов и большее пространство в вакуумной камере для размещения, особенно в случае испытания АИПД, когда масса испытываемого образца может достигать нескольких десятков килограммов. В то время как при испытаниях двигателей с жидким или газообразным рабочим телом на тягомере устанавливается только двигатель, а подвод электроэнергии и рабочего тела осуществляется извне вакуумной камеры в случае испытания АИПД на тягомер устанавливаются практически целиком двигательная установка, включающая в себя систему хранения и подачи рабочего тела с его запасом, и часть системы электропитания — конденсаторный накопитель энергии (КНЭ). Такое решение обусловлено необходимостью размещения КНЭ в непосредственной близости от разрядного канала двигателя, а также применением в качестве рабоче-

го тела твердого вещества — фторопласта-4, подача которого осуществляется механически.

В этом случае удобнее использовать тягоизмерительное устройство с маятниковым подвесом установочной платформы — маятниковый тягомер.

На сегодня одним из наиболее точных и надежных устройств для измерения малых усилий на уровне 1...10 мН является система измерения малых сил (СИМС) маятникового типа. СИМС-100 (производства НТК «Платар») маятникового типа обладает малыми габаритами и весом, что дает возможность использовать его в небольших вакуумных камерах, но при этом обеспечивает достаточно высокую точность измерения малых усилий.

При исследовании тяговых характеристик АИПД различной энергии с помощью тягоизмерительного устройства СИМС-100 был получен целый ряд результатов, объяснить которые в рамках общепринятых представлений о рабочих процессах в импульсных двигателях представлялось затруднительным. Так, при снижении энергии двигателя до уровня 5...10 Дж наблюдается явление существенного роста его удельного импульса тяги и эффективности с увеличением частоты работы. Значение КПД достигает ~22 % при частоте 5 Гц и становится сопоставимым со значением эффективности АИПД энергией 20...40 Дж. Однако это не согласуется со всем предыдущим, накопленным в НИИ ПМЭ МАИ опытом экспериментального исследования импульсных двигателей различных энергий, согласно которому с уменьшением энергии происходит снижение их КПД. Таким образом, зафиксированный уровень тяг и, соответственно, КПД АИПД малой энергии (8 Дж) существенно расходится с теоретическими и практическими представлениями о их величине.

Основными недостатками подобных СИМС являются:

- недостаточная чувствительность для успешного измерения усилий масштаба 0,1 мН;

- система измерения, основанная на электромагнитной компенсации усилий, неустойчиво работает при воздействии на нее коротких импульсов тяги (масштаба 10 мкс).

Для измерения средней тяги масштаба 0,1 мН было разработано тягоизмерительное устройство [1], представляющее собой маятниковый тягомер прямого действия с двумя масляными демпферами и индуктивным датчиком перемещений, а также системой калибровки с незначительной величиной трения в узлах.

Были проведены исследования различных факторов, способных оказывать влияние на регистрируемые значения средней тяги, таких как электромагнитное воздействие двигателя на тягомер, воздействие струи, отраженной от стенок вакуумной камеры, вязкость масла, масса подвесной платформы и пр. Результаты исследовательских испытаний показали, что новый маятниковый тягомер удовлетворяет предъявленным требованиям по точности и уровню шума и может использоваться для работы с АИПД мощностью от нескольких единиц до 100 Вт.

Литература

- [1] Bogatyy A.V. Research of laboratory of small forces measurement system. 3rd EUCASS International European Conference for Aerospace Science: сборник трудов конференции. 6–9 июля 2009. Версаль, Франция.

SELECTION OF PULSED PLASMA SOURCE THRUST MEASUREMENT SYSTEM

Bogatyi A.V.

boga-alex@yandex.ru

Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics (RIAME MAI)

Methods of small forces measuring developed by pulsed plasma thrusters are considered. The type of thrust measuring device suitable for measuring the forces of the 0,1 mN scale was selected, a pendulum thrust meter with oil dampers was developed and created. Mathematical modeling of the thrust meter was carried out, it confirmed the possibility of using a pendulum thrust meter to measure the average thrust developed by pulsed plasma thrusters.

References

- [1] Bogatyy A.V. Research of laboratory of small forces measurement system. 3rd EUCASS International European Conference for Aerospace Science. Proceedings of the conference.

ИССЛЕДОВАНИЕ ИСТОЧНИКА СЛАБОРАСХОДЯЩЕГОСЯ ИОННОГО ПУЧКА

С.А. Хартов

skhartov@yandex.ru

О.Д. Пейсахович

peysakhovicholegka@gmail.com

А.И. Могулкин

revengard@yandex.ru, manvichko@ya.ru,

В.В. Нигматзянов

riame@sokol.ru

Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики
Московского авиационного института (НИИ ПМЭ МАИ)

Создан источник ионов с малым углом расходимости с высокочастотным индукционным разрядом и трехэлектродной щелевой ионно-оптической системой квазипирсовской геометрии для транспортировки объектов космического мусора на орбиту захоронения путем воздействия на них интенсивным ионным пучком, инжектируемым с «сервисного» космического аппарата. По результатам расчетов разработана конструкция высокочастотного источника ионов ксенона с торцевым расположением индуктора и проведены его испытания. Полученные результаты указывают на возможность создания бортового инжектора ионов, который может быть использован на КА нового поколения при удалении объектов космического мусора.

Впервые задачу об электростатической системе (далее ионно-оптической системе — ИОС) формирования слабо расходящегося пучка заряженных частиц поставил Пирс применительно к электронным лампам [1]. Найденная им аналитически геометрия электростатической системы для получения ламинарного слабо расходящегося пучка электронов как для ленточного, так и осесимметричного случая получила в литературе название «пучка Пирса».

Используя «квазипирсовскую» геометрию ИОС [2], удалось получить ленточный пучок ионов водорода с энергией 45–60 кэВ с полууглом расходимости около 1° [3].

В последнее время интерес к слабо расходящемуся ионному пучку обусловлен развитием идеи очистки околоземного космического пространства от крупногабаритных объектов космического мусора (ОКМ) путем воздействия на них интенсивным ионным пучком, инжектируемым с «сервисного» космического аппарата (далее СКА). Расстояние между СКА и ОКМ в процессе транспортировки ОКМ на орбиту захоронения

ния должно превышать размеры обоих объектов. Это расстояние может составлять 30–60 м, что и определяет необходимую «дальнобойность» пучка.

В качестве бортового средства воздействия на ОКМ планируется использование газоразрядного источника ионов, формирующего слабо расходящийся ионный пучок. Создание такого ионного источника стало результатом расчетно-экспериментального исследования, отраженного в данном докладе. В результате расчетов выбрана схема источника с высокочастотным (ВЧ) индукционным разрядом и трехэлектродной щелевой ИОС квазипирсовской геометрии. Выполненные расчеты позволили определить эту зависимость для различной геометрии электродов. По результатам расчетов разработана конструкция ВЧ источника ионов ксенона с торцевым расположением индуктора и проведены его испытания.

При подводе к индуктору ВЧ мощности 100–250 Вт при частоте ВЧ генератора 2 МГц и расходе ксенона 0,2...0,4 мг/с ток ионного пучка составил 90–250 мА при давлении 2 мТорр. Форма ионного пучка была определена по пространственному распределению глубины эрозии мишени, обусловленной бомбардировкой ионами. Определенный таким образом полуугол расходимости пучка поперек щелей ИОС составил около 3°, а вдоль них — около 1°.

Полученные результаты указывают на возможность создания бортового инжектора ионов, который может быть использован на КА нового поколения при удалении ОКМ.

Литература

- [1] Pierce J.R. Rectilinear Electro flowing beams. Journal of applied physics. V.11, 548, 1940.
- [2] Панасенков А.А., Равичев С.А., Семашко Н.Н., Кулыгин В.М. Водородный источник ионов с периферийным магнитным полем // Плазменные ускорители и ионные инжекторы. М.: Наука, 1984. С. 154–163.
- [3] Форрестер А.Т. Интенсивные ионные пучки. М.: Мир, 1992.

THE WEAKLY DIVERGING ION BEAM RESEARCH

S.A. Khartov
O.D. Peysakhovich
A.I. Mogulkin
V.V. Nigmatzyanov

skhartov@yandex.ru
peysakhovicholegka@gmail.com
revengard@yandex.ru, manvichko@ya.ru
riame@sokol.ru

Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics (RIAME MAI)

A source of ions with a small divergence angle with a high-frequency induction discharge and a three-electrode slotted ion-optical system of quasi-Pierce geometry was created for transporting space debris to the disposal orbit by exposing them to an intense ion beam injected from a “service” spacecraft. Based on the calculation results, a high-frequency source of xenon ions with an end position of the inductor was designed and tested. The results indicate the possibility of creating an onboard ion injector, which can be used on a new generation of spacecraft to remove space debris.

References

- [1] Pierce J.R. Rectilinear Electro flowing beams // Journal of applied physics. 1940. Vol. 11. P. 548.
- [2] A.A. Panasenkov, S.A. Ravichev, N.N. Semashko, V.M. Kulygin. A hydrogen ion source with a peripheral magnetic field. In the book. Plasma accelerators and ion injectors. M.: Science. 1984. Pp. 154–163.
- [3] Forrester A.T. Intense ion beams. M.: Peace, 1992.

ИССЛЕДОВАНИЕ СТРУИ СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА КРИПТОНЕ

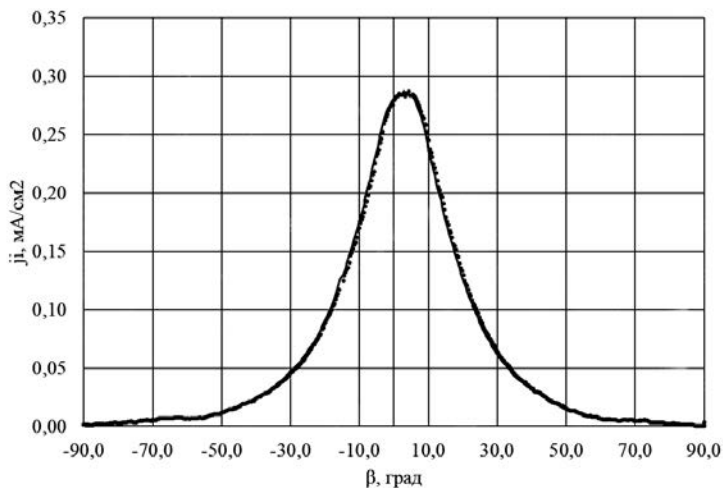
В.П. Ким
Д.В. Меркурьев
Е.А. Шилов
В.С. Захарченко
В.Г. Калязин

riame4@sokol.ru
merckuriev.denis@yandex.ru
er.shilov@yandex.ru
vladd18@ro.ru
uii00535870@yandex.ru

Научно-исследовательский институт прикладной механики и электродинамики
Московского авиационного института (НИИ ПМЭ МАИ)

В докладе представлены результаты и анализ измерений струи стационарного плазменного двигателя (СПД), работающего на двух различных рабочих телах. Показаны закономерности и отличия угла расхождения и распределения средних энергий при работе на разных режимах.

Стационарный плазменный двигатель (СПД) успешно используется в составе систем коррекции орбит отечественных и зарубежных геостационарных КА. Расширение применения СПД для коррекции малых космических аппаратов требует создания двигателей малой мощности. Поэтому в НИИПМЭ МАИ осуществлена разработка лабораторной модели двигателя СПД-40Н с номинальными мощностями 200 Вт на ксеноне и 250 Вт — на криптоне. Целью работы являлось определение параметров струи на различных режимах работы названной модели двигателя, определяющих возможные механическое, тепловое, эрозионное и загрязняющее воздействия его работы на элементы конструкции и подсистемы КА.



Распределение плотности ионного тока СПД-40

Измерения струи СПД-40Н проводились многосеточным зондом-энергоанализатором, перемещавшемся в струе на поворотной штанге [1], при различных расходах рабочего вещества и значениях разрядного напряжения. Расстояние от среза двигателя до зонда было выбрано равным 7 калибрам двигателя. Для калибровки степени

прозрачности многосеточного зонда использовался плоский зонд Лэнгмюра, по которому измерялась плотность ионного тока в ядре струи, где плотность тока ускоренных ионов существенно превышает ток ионов из вторичной плазмы, и определялась степень прозрачности сеток энергоанализатора.

Измерения проводились на нескольких режимах работы как на ксеноне, так и на криптоне. Анализ результатов показал, что расходимость струи при работе на ксеноне (см. рисунок) близка к расходимости струи известного двигателя СПД-100 и слабо зависит от расхода рабочего тела и разрядного напряжения.

Сравнение распределений ионного тока при работе на криптоне и ксеноне при одинаковых разрядных напряжениях показала увеличение полуугола расходимости струи с 45 до 70°. Кривые задержки тока ионов в центре струи показали, что максимальная энергия ионов для любых режимов работы на ксеноне примерно на 40 эВ меньше соответствующей значению напряжения разряда и примерно на 50 эВ меньше названного значения, соответствующего разрядному напряжению, при работе на криптоне. От центра к периферии струи видно уменьшение средней энергии ионов до значений порядка 80 эВ вне зависимости от напряжения разряда расхода и типа рабочего тела.

Таким образом, одной из причин существенного снижения тяговой эффективности СПД малой мощности на криптоне является значительное увеличение расходимости струи и снижение отношения средней энергии ионов к значению, соответствующему разрядному напряжению.

Литература

- [1] Архипов А.С., Ким В.П. Сидоренко Е.К. Стационарные плазменные двигатели Морозова. М.: МАИ, 2012.

RESEARCH OF THE PLUME OF THE STATIONARY PLASMA THRUSTER WITH KRYPTON PROPELLANT

V.P. Kim

D.V. Merckuryev

E.A. Shilov

V.S. Zakharchenko

V.G. Kalyazin

riame4@sokol.ru

merckuriev.denis@yandex.ru

er.shilov@yandex.ru

vladd18@ro.ru

uii00535870@yandex.ru

Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics (RIAME MAI)

The report presents the results of measurements of a plume of a stationary plasma thruster (SPT) operating on two different working substances. The patterns and differences of the angle of divergence and the average energy distribution when working in various modes are shown.

References

- [1] Arkhipov A.S., Kim V. P. Sidorenko E. K. Stationary plasma engines of Morozov. M.: MAI, 2012.

СРАВНЕНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ЛАБОРАТОРНОЙ МОДЕЛИ ДВИГАТЕЛЯ С АНОДНЫМ СЛОЕМ ПРИ РАБОТЕ НА КСЕНОНЕ И КРИПТОНЕ

Д.В. Духопельников

duh@bmstu.ru

С.О. Шилов

s.shilov@bmstu.ru

Д.А. Алексеев

alekseevdk@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В докладе приведены результаты сравнения характеристик лабораторной модели одноступенчатого двигателя с анодным слоем при работе на ксеноне и криптона. Представлены вольтамперные характеристики (ВАХ) для различных расходов ксенона и криптона. Проведено сравнение коэффициентов использования рабочего тела, токовой эффективности и энергетической цены тяги при одинаковых расчетных величинах тяги.

В настоящее время широко применяются двигатели с замкнутым дрейфом электронов (ДЗДЭ), разновидностью которых являются двигатели с анодным слоем (ДАС), и стационарные плазменные двигатели (СПД) [1, 2].

При создании крупных орбитальных группировок малых космических аппаратов с электроракетными двигательными установками возникает серьезная экономическая проблема, связанная с необходимым количеством запасов рабочего вещества, в качестве которого используется ксенон. В связи с этим рассматривается возможность замены ксенона на криптон, который более чем в 10 раз дешевле.

Более высокий потенциал ионизации и более низкая молекулярная масса криптона по сравнению с ксеноном приводит к снижению эффективности электроракетных двигателей (ЭРД). Изучению характеристик СПД при работе на криптона посвящено много работ [3–5]. Интерес представляет измерение характеристик ДАС при переходе на криптона.

В работе исследовалась лабораторная модель ДАС, которая имела средний диаметр ускорительного канала 55 мм, а ширина канала — 11,5 мм. В ходе испытаний получены зависимости тока разряда, ионного тока и тока на стенке ускорительного канала от разрядного напряжения при различных расходах рабочего газа. Для каждого режима вычислялись значения коэффициента использования рабочего тела и энергетической цены тяги. Мощность разряда лежала в диапазоне 800...1240 Вт. Напряжение разряда составляло 250 В.

Эксперименты проводились при расходах рабочего вещества и напряжении разряда, которые обеспечивали примерно равные расчетные тяги двигателя на ксеноне и криптона при условии полной однократной ионизации. В результате оказалось, что рассчитанная по полученным данным тяга на ксеноне была выше, чем на криптона. Это может быть объяснено более высоким коэффициентом использования ксенона и наличием двухзарядных ионов ксенона.

Энергетическая цена тяги при работе на ксеноне составила 24,1...24,6 кВт/Н при мощности разряда 814...1180 Вт. Энергетическая цена тяги при работе на криптона составила 28,5...25,6 кВт/Н при мощности разряда 801...1027 Вт.

Таким образом, видно, что энергетическая цена тяги при работе на криптона превышает на 4...15 % энергетическую цену тяги при работе на ксеноне. При работе на криптона наблюдается большая расходимость ионного пучка за срезом двигателя.

Исследование выполнено при финансовой поддержке Минобрнауки РФ в рамках соглашения № 075-15-2019-1686, уникальный идентификатор проекта RFMEFI60419X0212.

Литература

- [1] Гришин С.Д., Лесков Л.В. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1989. 216 с.
- [2] Архипов А.С., Ким В.П., Сидоренко Е.К. Стационарные плазменные двигатели Морозова. М.: Изд-во МАИ, 2012. 292 с.
- [3] Ким В.П., Захарченко В.С., Меркурьев Д.В., Смирнов П.Г., Шилов Е.А. О влиянии расхода ксенона и криптона на тяговую эффективность стационарных плазменных двигателей Морозова // Физика плазмы. 2019. Т. 45, № 1. С. 14–24.
- [4] Kim V., Kozlov V., Popov G. et al. Investigation of SPT performance and Particularities of its operation with Kr and Kr/Xe mixtures-papir IEP-01-065, 27th IEP, Pasadena, October 15–19, 2001.
- [5] Nakles M.R., Hargus W.A., Delgado J.J., Corey R.L. A Performance Comparison of Xenon and Krypton Propellant on an SPT-100 Hall Thruster // paper IEP-2011-003 in the Proceedings of the 32nd International Electric Propulsion Conference, September 11–15, 2011. Wiesbaden, Germany.

COMPARISON OF CHARACTERISTICS OF LABORATORY MODEL OF THE ANODE LAYER THRUSTER OPERATING WITH XENON AND KRYPTON

D.V. Dukhopelnikov

duh@bmstu.ru

S.O. Shilov

s.shilov@bmstu.ru

D.A. Alekseev

alekseevdk@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

The report presents the results of comparing the characteristics of a laboratory model of a single-stage thruster with anode layer (TAL) working with xenon and krypton. The current-voltage characteristics at various flow rates of the xenon and krypton are presented. A comparison of the propellant utilization efficiency, current efficiency and thrust to power ratio at the same calculated values of thrust.

References

- [1] Grishin S.D., Leskov L.V. Elektricheskie raketnye dvigateli kosmicheskikh apparatov, Moscow, Mashinostroyeniye, 1989, 216 p.
- [2] Archipov A.S., Kim V.P., Sidorenko E.K. Stacionarnye plasmenye dvigateli Morosova. M.: MAI, 2012. 292 p.
- [3] Kim V.P., Zakharchenko V.S., Merkuryev D.V., Smirnov P.G., Shilov E.A. On the effect of the consumption of xenon and krypton on the thrust efficiency of stationary Morozov plasma engines // Plasma Physics, 2019, Vol. 45, No. 1. Pp. 14–24.
- [4] Kim V., Kozlov V., Popov G., et al. Investigation of SPT performance and Particularities of its operation with Kr and Kr / Xe mixtures-papir IEP-01-065, 27th IEP, Pasadena, October 15–19, 2001.
- [5] Nakles M.R., Hargus W.A., Delgado J.J., Corey R.L. A Performance Comparison of Xenon and Krypton Propellant on an SPT-100 Hall Thruster // paper IEP-2011-003 in the Proceedings of the 32nd International Electric Propulsion Conference, September 11–15, 2011. Wiesbaden, Germany.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЛАБОРАТОРНОЙ МОДЕЛИ ДВИГАТЕЛЯ С АНОДНЫМ СЛОЕМ ПРИ РАБОТЕ НА ВОЗДУХЕ И СМЕСИ АЗОТ – КИСЛОРОД

Д.В. Духопельников

duh@bmstu.ru

В.А. Рязанов

rzn@bmstu.ru

С.О. Шилов

s.shilov@bmstu.ru

Д.С. Манегин

denismanegin@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В докладе представлены результаты исследования низковольтных режимов работы модели одноступенчатого двигателя с анодным слоем (ДАС) на атмосферном воздухе и азот-кислородной смеси. Проведено сравнение характеристик на смеси азот – кислород, воздухе и ксеноне. Получены вольт-амперные характеристики (ВАХ) при различных расходах рабочих тел. Определены коэффициенты использования рабочего тела, токовая эффективность и энергетическая цена тяги.

При проектировании космических аппаратов (КА) с длительным сроком существования возникает вопрос о средстве обеспечения орбитального маневрирования. Для сохранения как можно большей массы под целевую аппаратуру предпочтение отдают двигательным установкам (ДУ), требующим для выполнения баллистических задач наименьшую массу рабочего тела. С этой точки зрения одной из самых эффективных является электрическая ракетная двигательная установка (ЭРДУ) [1].

При использовании ЭРДУ для коррекции орбиты КА может потребоваться до нескольких килограмм запаса рабочего тела (как правило, ксенона). В то же время на высотах до 300 км все еще достаточно велика концентрация атмосферных газов [2]. Поэтому в ряде работ в качестве рабочего тела ЭРДУ низкоорбитальных аппаратов предлагается использовать воздух остаточной атмосферы Земли, поступающий в двигатель через воздухозаборник [2–4].

Однако режимы работы ЭРДУ при использовании в качестве рабочего тела воздуха изучены плохо. По этой причине были проведены исследования характеристик лабораторной модели на азот-кислородной смеси. Состав смеси соответствовал составу атмосферы на высоте 180...250 км. В качестве модели двигателя коррекции низкоорбитального КА в работе рассматривалась лабораторная модель одноступенчатого ДАС. Средний диаметр ускорительного канала модели составлял 38 мм, а ширина канала — 8 мм.

В ходе испытаний получены зависимости разрядного, ионного токов и тока на стенки ускорительного канала от разрядного напряжения при различных расходах рабочего газа. Для каждого режима вычислены значения коэффициента использования рабочего тела, токовой эффективности и энергетической цены тяги. Аналогичные испытания были проведены на атмосферном воздухе и ксеноне.

При работе лабораторной модели на реактивных газах в области напряжений 225...300 В ток разряда в 1,5...2 раза выше, а коэффициенты использования рабочего тела и токовая эффективность в 2...5 раз ниже, чем при работе на ксеноне. Энергетическая цена тяги при работе на азот-кислородной смеси в 2,2 раза, на воздухе 2 раза больше, чем на ксеноне. Таким образом, используемая лабораторная модель работает менее эффективно на реактивных газах, чем на ксеноне.

Результаты исследования также послужили основой для разработки экспериментального ДАС, адаптированного под работу на азоткислородной смеси.

*Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ
в рамках научного проекта № 18-38-00522 мол_а.*

Литература

- [1] Гришин С.Д., Лесков Л.В. Электрические ракетные двигатели космических аппаратов. М.: Машиностроение, 1989. 216 с.
- [2] Духопельников Д.В., Ивахненко С.Г., Рязанов В.А., Шилов С.О. О возможности использования холлового двигателя на заборном воздухе для удержания космического аппарата на низкой околоземной орбите // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2016. № 1–2. С. 57–71.
- [3] Ерофеев А.И., Никифоров А.П., Попов Г.А., Суворов М.О. и др. Разработка воздушного прямоточного электрореактивного двигателя для компенсации аэродинамического торможения низкоорбитальных космических аппаратов // Вестник НПО имени С.А. Лавочкина. 2016. № 3. С. 104.
- [4] Andreussi T. et al. Development and Experimental Validation of a Hall Effect Thruster RAM-EP Concept, 35th International Electric Propulsion Conference, 8–12 October 2017, IEPC-2017-377.

RESEARCH OF THE LABORATORY MODEL OF THE ANODE LAYER THRUSTER OPERATING WITH AIR AND NITROGEN-OXYGEN MIXTURE

D.V. Dukhopelnikov**V.A. Riazanov****S.O. Shilov****D.S. Manegin**

duh@bmstu.ru

rzn@bmstu.ru

s.shilov@bmstu.ru

denismanegin@yandex.ru

Bauman Moscow State Technical University

The report presents the results of a study of low-voltage operating modes of a model of the single-stage thruster with anode layer (TAL) with atmospheric air and the nitrogen-oxygen mixture as propellants. A comparison of characteristics obtained with the nitrogen-oxygen mixture, air and xenon is carried out. The current-voltage characteristics at various flow rates of the propellants are obtained. Propellant utilization efficiency, current efficiency and thrust to power ratio are calculated for each propellant.

References

- [1] Grishin S.D., Leskov L.V. Elektricheskie raketnye dvigateli kosmicheskikh apparatov. M.: Mashinostroyeniye, 1989. 216 p.
- [2] Dukhopelnikov D.V., Ivakhnenko S.G., Riazanov V.A., Shilov S.O. // Nauka i obrazovanie. MG TU im. N.E. Bauman. 2016. No. 12. Pp. 57–71.
- [3] Erofeev A.I., Nikiforov A.P., Popov G.A., Suvorov M.O., Syrin S.A., Khartov S.A. // Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina. 2016. No. 3. Pp. 104.
- [4] Andreussi T., Cifali G., Giannetti V., Piragino A., Ferrato E., Rossodivita A., Andrenucci M. Development and Experimental Validation of a Hall Effect Thruster RAM-EP Concept. 35th International Electric Propulsion Conference, 8–12 October 2017, IEPC-2017-377.

МОДИФИКАЦИЯ МАГНИТНОЙ СИСТЕМЫ УСКОРИТЕЛЯ С ЗАМКНУТЫМ ДРЕЙФОМ ЭЛЕКТРОНОВ

В.О. Леженников**С.В. Канев**

vlezhennikov@mail.ru

k208mai@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В работе рассмотрены различные способы повышения удельного импульса и уменьшения угла расходимости струи ускорителя с замкнутым дрейфом электронов, а также

представлена модификация его магнитной системы, позволяющая решить данные проблемы без повышения разрядного напряжения и существенного усложнения конструкции.

На сегодняшний день ускорители с замкнутым дрейфом электронов (УЗД), условно разделяемые на стационарные плазменные двигатели (СПД) и двигатели с анодным слоем (ДАС), являются одним из наиболее распространенных и широко используемых типов электроракетных двигателей (ЭРД). По сравнению со своими основными конкурентами ионными двигателями (ИД), он обладает такими преимуществами, как относительная простота конструкции и достаточно высокие для ЭРД значения тяги. Однако эксплуатация УЗД сопряжена с такой существенной проблемой, являющейся характерной чертой его рабочего процесса, как широкий угол расходимости струи. Благодаря этому, находящиеся на периферии струи низкоэнергетических ионов взаимодействуют с поверхностями элементов конструкции космического аппарата (КА), что становится причиной их распыления и загрязнения, что также ведет к возникновению возмущающих усилий и моментов и ряду других нежелательных электрофизических эффектов. Другой важной задачей, стоящей перед разработчиками СПД, является повышение удельного импульса. Основным путем ее решения является повышение разрядного напряжения, что, в свою очередь, ведет к повышению энергии ионов на периферии струи и усилению воздействия на элементы конструкции КА.

Однако существует и альтернативный путь решения представленных выше проблем, заключающийся в совершенствовании магнитной системы двигателя. В течение 1969–1970 гг. в МАИ В.П. Кимом, В.М. Серовайским и Р.К. Чуюном совместно с сотрудником филиала ОКБ «Заря» К.Н. Козубским было выполнено достаточно обширное исследование возможных схем и характеристик магнитных систем СПД с использованием аналогового (электролитическая ванна) моделирования. В частности, в результате этого исследования, подкрепленного экспериментальными исследованиями, было показано, что магнитное поле с достаточно четкими фокусирующими свойствами может быть получено с помощью магнитной системы, содержащей, по крайней мере, одну наружную и одну внутреннюю катушку намагничивания. В течение 1974–1975 гг. В.П. Ким и В.М. Гаврюшин провели в МАИ исследование влияния характеристик магнитного поля на интегральные характеристики моделей двигателей с магнитными экранами. Исследование показало, что конфигурация силовых линий магнитного поля должна быть близкой к симметричной относительно срединной поверхности ускорительного канала, что существует оптимальная скорость нарастания магнитной индукции от анода к срезу разрядной камеры и что максимум распределения радиальной компоненты индукции магнитного поля, измеренной на срединной поверхности ускорительного канала, должен находиться примерно на срезе разрядной камеры. При этом было получено, что при оптимальной скорости нарастания магнитной индукции достигаются максимальные значения отношения ионного тока на выходе из ускорителя к разрядному току, минимальная расходимость струи и максимальный тяговый КПД [1]. В 1996 г. А. Б. Жакупов, исходя из предположения, что за счет изменения конфигурации эквипотенциалей на выходе удастся сфокусировать периферийные потоки ионов, обладающие низкой энергией, предложил схему СПД с дополнительной навесной магнитной системой (НМС). Экспериментальные исследования структуры ионного пучка показали, что при работе НМС происходит уменьшение потока ионов в периферийной части и увеличение в осевой части пучка. Снижение расходимости ионного пучка при использовании НМС составило ~20 % [2].

После рассмотрения ряда схем, созданных предшественниками, авторы задались целью получить конструктивно простую магнитную систему, позволяющую повысить градиент магнитного поля за срезом двигателя. В итоге при помощи использования

методов программного математического моделирования остановились на схеме с развернутыми перпендикулярно к оси канала электромагнитами с зазором между магнитом и магнитопроводом, а также магнитными экранами в прианодной области. Исходя из полученных в программной модели распределения магнитных силовых линий и зависимости плотности магнитного потока от расстояния от анода в средней плоскости ускорительного канала, можно утверждать, что предлагаемая модификация магнитной системы отвечает поставленной цели и приводит к уменьшению количества низкоэнергетических ионов за срезом двигателя.

Таким образом, ожидается, что представленная в данном докладе модификация магнитной системы СПД позволит повысить КПД и уменьшить угол расходимости струи без существенного усложнения конструкции, а также повысить удельный импульс без повышения разрядного напряжения.

Литература

- [1] Архипов А.С., Ким В.П., Сидоренко Е.К. Стационарные плазменные двигатели Морозова. М.: МАИ, 2012.
- [2] Жакупов А.Б. Влияние граничных условий на рабочие процессы и интегральные характеристики ускорителя с замкнутым дрейфом электронов: автореф. дис. ... канд. техн. наук. М., 1996.

MODIFICATION OF A PLASMA ACCELERATOR MAGNETIC SYSTEM WITH CLOSED ELECTRON DRIFT

V.O. Lezhennikov
S.V. Kanev

vlezhennikov@mail.ru
k208mai@mail.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

The article is dedicated to various methods of specific impulse increasing and plume divergence angle decreasing in a plasma accelerator with closed electron drift. Additionally, the magnetic system modification of accelerator is presented, which allows to solve these problems without the discharge voltage increasing and significant design complication.

References

- [1] Arkhipov A.S., Kim V.P., Sidorenko E.K. Statsionarnye plazmennye dvigateli Morozova. M.: MAI, 2012.
- [2] Zhakupov A.B. Vliyanie granichnykh uslovii na rabochie protsessy i integral'nye kharakteristiki uskoritelya s zamknutym dreifom elektronov. Avtoreferat dissertatsii na soiskanie uchenoi stepeni kandidata tekhnicheskikh nauk. 1996.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЙ СТЕНД ДЛЯ СТАЦИОНАРНОГО ПЛАЗМЕННОГО ДВИГАТЕЛЯ НА ЙОДЕ

Н.А. Подгуйко

М.П. Амосов

А.А. Дьяков

М.К. Маракханов

Ю.А. Хохлов

podguyko.nikolay@mail.ru

mihamosov@yandex.ru

andrej.dyakov.1998@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Создана экспериментальная установка для проведения исследований влияния паров йода на конструкционные материалы в электроракетном двигателе. Описаны принципы работы данной установки и ее основные узлы. Представлено три различных способа косвенного измерения давления на основе полученных экспериментальных данных.

Исследование альтернативных видов топлива электроракетных двигателей (ЭРД) представляет высокий интерес для мирового сообщества. Современные ЭРД работают на благородном газе ксеноне, который является инертным, тяжелым (131,3 а.е.м.) и имеет большое эффективное сечение ионизации ($4,8 \cdot 10^{-12} \text{ м}^2$). Но использование ксенона в качестве рабочего тела ЭРД имеет ряд недостатков [1]:

- 1 кг ксенона стоит более 4000 долл. США (в ценах 2019 г.);
- мировое производство ксенона составляет около 20 т в год (из них только 10 % идет на космическую отрасль);
- хранится в больших резервуарах высокого давления.

Таким образом, использование ксенона в качестве рабочего тела значительно увеличивает стоимость ЭРД. Для снижения стоимости космических аппаратов необходимо перейти на новое рабочее вещество. Одним из альтернативных вариантов является переход с ксенона на йод. Йод в отличие от ксенона имеет следующие преимущества:

- низкая стоимость (около 700 долл. США за 1 кг);
- высокая плотность 4900 кг/м^3 , приводящая к значительному снижению объема и массы средств хранения и подачи (СХП);
- газообразный йод получают в СХП возгонкой из твердого состояния, что не требует многоступенчатой системы понижения давления и, следовательно, приводит к снижению количества потребной арматуры, т. е. к уменьшению габаритов и массы СХП [2].

Но, несмотря на все преимущества перед ксеноном, использование йода в качестве рабочего вещества ЭРД на текущий день невозможно. Виной этому является высокая химическая активность йода, которая неблагоприятно влияет на конструкционные материалы космических аппаратов. Чтобы детально изучить взаимодействие йода с различными материалами, необходимо создать экспериментальный стенд, повторяющий условия использования ЭРД в космическом пространстве, что и является основной задачей данной работы.

Для проведения опытов с йодом установка должна состоять из трех главных частей:

- вакуумная камера, имитирующая газоразрядную камеру ЭРД;
- откачная система, необходимая для создания вакуума в камере;
- система хранения и подачи йода.

Кроме того, для создания максимально приближенных к реальным условиям экспериментов необходимо точно контролировать давление рабочего вещества в вакуумной камере. Было рассмотрено три способа получения информации о давлении йода.

1. *По массовому расходу.* Прямое измерение массы рабочего вещества в начале и в конце эксперимента дает информацию о количестве йода, которое было использо-

вано за время проведения опыта. Руководствуясь выведенными зависимостями для массового расхода, температуры рабочего вещества и производительности откачной системы, можно получить итоговую формулу для вычисления давления йода в вакуумной камере:

$$p = \frac{\Delta m R T}{2 M_{I_2} S_0 t}, \quad (1)$$

где Δm — масса йода, израсходованная за время эксперимента; R — универсальная газовая постоянная; M_{I_2} — молярная масса молекулярного йода; T — температура йода в камере; S_0 — производительность откачной системы; t — время проведения эксперимента.

Подстановкой измеренных величин в формулу (1) при заданной температуре кристаллического йода 30 °С получили давление йода в камере $p = 6 \pm 2$ Па. При этом массовый расход йода был равен 0,09 мг/с. *Относительная погрешность определения давления йода по массовому расходу составила 36 %.*

2. *Способ измерения давления йода с помощью термопарной лампы.* Усредненная градуировочная кривая, прилагаемая к каждой манометрической лампе, соответствует наполнению манометра сухим воздухом. Поскольку коэффициент теплопроводности различен для разных газов, то и показания термопарного манометра зависят от рода газа [3]. Причем в диапазоне 0,1...100 Па кривые отличаются постоянным множителем. Одна из целей опыта — экспериментально определить данный коэффициент для йода.

Экспериментально определенный коэффициент для йода при его давлении в камере $p = 6 \pm 2$ Па равен 1,2.

3. *По равновесной температуре йода.* Данный способ имеет место в случае равновесия паров йода и твердого йода в СХП. Тогда по известной зависимости давления насыщенных паров йода от температуры можно найти давление в камере, предварительно определив проводимость дросселирующего отверстия и поток йода. Целью эксперимента в данном методе является проверка наличия равновесия в СХП. Если проверка даст положительный результат, то давление в вакуумной камере можно будет оценивать только по температуре нагрева СХП.

Теоретическое значение проводимости дросселя было найдено по методике, описанной в [4], и равно $U = 1,1 \cdot 10^{-4}$ м³/с. Экспериментальное значение расхода йода при давлении $p = 6 \pm 2$ Па равно $q_1 = 8,5 \cdot 10^{-4}$ Вт. Тогда давление йода в СХП может быть найдено по формуле

$$p_{\text{СХП}} = p + \frac{q_1}{U}. \quad (2)$$

Подстановка в формулу (2) экспериментальных значений давления и расхода йода, а также теоретического значения проводимости дросселирующего отверстия дает величину давления в СХП равную $p_{\text{СХП}} = 13$ Па, что не соответствует давлению насыщенных паров йода при температуре 30 °С (80 Па). Таким образом, данная конструкция СХП не позволяет судить о давлении в камере по температуре насыщенных паров йода в ней.

Литература

- [1] Szabo J., Robin M., Paintal S., Pote B., Hruby V., Freeman Ch. Iodine Plasma Propulsion Test Results at 1–10 kW // IEEE Trans. Plasma Sci. Jan. 2015. Vol. 43, No. 1. Pp. 141–148.

- [2] Островский В.Г., Смоленцев А.А., Щербина П.А. Йод как альтернативное рабочее тело электроракетных двигателей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2014. № 5 (47). С. 131–136.
- [3] Холодкова Н.В., Холодков И.В. Техника высокого вакуума: лабораторный практикум. Иваново: Иван. гос. хим.-технол. ун-т, 2014. 143 с.
- [4] Розанов Л.Н. Вакуумная техника: учебник для вузов. 3-е изд., перераб. и доп. М.: Высшая школа, 2007. 391 с.

EXPERIMENTAL FACILITY FOR IODINE PLASMA THRUSTER

N.A. Podguyko

M.P. Amosov

A.A. Dyakov

M.K. Marahtanov

Y.A. Khohlov

podguyko.nikolay@mail.ru

mihamosov@yandex.ru

andrej.dyakov.1998@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

An experimental setup was created to study the effect of iodine vapor on structural materials in an electric propulsion thruster. The operating principles of the facility and its main components are described. Based on the obtained experimental data, three different methods for measuring iodine pressure are presented.

References

- [1] Szabo J., Robin M., Paintal S., Pote B., Hruby V., Freeman Ch. Iodine Plasma Propulsion Test Results at 1–10 kW // IEEE Trans. Plasma Sci. Jan. 2015. Vol. 43, No. 1. Pp. 141–148.
- [2] Ostrovskij V.G., Smolencev A.A., Shherbina P.A. Jod kakal'ternativnoe rabochee telo jelektroraketnyh dvigatelej // Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo ajerokosmicheskogo universiteta. 2014. No. 5 (47). Pp. 131–136.
- [3] Holodkova N.V., Holodkov I.V. Tehnika vysokogo vakuuma: laboratornyj praktikum. Ivanovo: Ivan. gos. him.-tehnol. un-t, 2014. Pp. 143.
- [4] Rozanov L.N. Vakuumnaja tehnika: uchebnik dlja vuzov. 3-e izdanie, pererab. i dop. M.: Vysshaja shkola, 2007. Pp. 391.

БЕЗЭЛЕКТРОДНЫЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЙ ДВИГАТЕЛЬ

Д.П. Шматов

Т.А. Башарина

М.Г. Гончаров

В.С. Носова

А.В. Саврико

rd-vgtu@mail.ru

goncharovmark1@gmail.com

ФГБОУ ВО «ВГТУ»

В работе рассматривается универсальная схема безэлектродного высокочастотного электроракетного двигателя, ионизирующего рабочее тело электромагнитным полем в большом диапазоне рабочих частот.

Современные тенденции развития авиакосмической техники требуют увеличения плотности плазмы, однородной на поверхностях до десятков сантиметров, увеличе-

ния вкладываемой мощности от единиц до десятков киловатт, уменьшения давления газовой среды и отсутствия попадания примесей от электродов, стенок и внутрикамерных конструкций [1]. В качестве альтернативного типа электроракетного двигателя (ЭРД) к рассмотрению представлен безэлектродный высокочастотный двигатель, представляющий собой плазменную двигательную систему без контактирующих с рабочим телом электродов, основанную на индуктивном методе создания и ускорения плазмы ВЧ разряда низкого давления при действии внешнего постоянного однородного магнитного поля. Прототип указанного двигателя продемонстрирует себя как новое перспективное направление в космических ракетных двигателях, которое может устранить ограничение ресурса работы из-за эрозии электродов при одновременном обеспечении значения удельного импульса, сравнимом с таковым у ионных и холловских двигателей.

В рамках научно-технической деятельности была сформирована и подана заявка на выдачу патента на изобретение. Данное изобретение относится к области ракетной техники, а именно — к двигателестроению, и может быть использовано при создании электроракетных двигателей, обладающих высокими значениями рабочего ресурса. В статье описывается конструкция высокочастотного индукционного плазменного двигателя, способного работать в различных режимах вкладываемой мощности и диапазонах частот: низкочастотный режим (от 0,5 до 1 МГц) и геликонный режим (13,56/27,12 МГц и не менее 10 кВт). Электрическая эффективность генерации электромагнитных волн нижнего диапазона намного выше, чем СВЧ, а также низкий частотный режим позволит использовать значительно более низкие напряженности магнитного поля [2].

В приведенных материалах сторонних исследований [3] отмечается, что соблюдение оптимальной конфигурации МП может привести к многократному возрастанию плотности плазмы в газоразрядной камере. Технический эффект, создаваемый предложенной схемой двигателя, состоит в существенном увеличении ресурса работы двигательной установки при сохранении сопоставимых значений цены иона. Физической основой этого способа является преобразование поперечных проекций скоростей частиц в радиальные в среде магнитоактивной плазмы.

В настоящее время НИС кафедры «Ракетные двигатели» совместно с АО «Интерполярис» при поддержке кафедры ФТТ ФГБОУ ВГТУ изготавливается лабораторная установка для моделирования и отработки рабочих процессов двигательной установки, необходимая для создания первого прототипа двигателя. Далее по завершении изготовления планируются вакуумные испытания экспериментального образца.

Литература

- [1] Кралькина Е.А. Индуктивный высокочастотный разряд низкого давления и возможности оптимизации источников плазмы на его основе // УФН. 2008. № 178 (5). С. 519–540; Phys. Usp. 2008. No. 51 (5). Pp. 493–512.
- [2] Pandey A., Sudhir D., Bandyopadhyay M., Chakraborty A. Conceptual design of a permanent ring magnet based helicon plasma source module intended to be used in a large size fusion grade ion source // Fusion Engineering and Design. 2016. Vol. 103. Pp. 1–7. DOI: 10.1016/j.fusengdes.2015.11.025
- [3] Sharma N., Chakraborty M., Neog N.K., Bandyopadhyay M. Design of a helicon plasma source for ion-ion plasma production // Fusion Engineering and Design. 2017. Vol. 117. Pp. 30–38. DOI: 10.1016/j.fusengdes.2017.02.002

ELECTRODELESS ELECTRIC ROCKET ENGINE

D.P. Shmatov
T.A. Basharina
M.G. Goncharov
V.S. Nosova
A.V. Savrico

rd-vgtu@mail.ru
goncharovmark1@gmail.com

Voronezh State Technical University

This article describes the common scheme of electrodeless radiofrequency electric rocket engine, which ionizing the working fluid with electromagnetic waves in the different RF ranges.

References

- [1] Kral'kina E.A. Inductive radiofrequency low-pressure discharge and radiofrequency source's modernization capabilities // UFN/ 2008. No 178 (5). Pp. 519–540; Phys. Usp. 2008. Vol. 51 (5). Pp. 493–512.
- [2] Pandey A., Sudhir D., Bandyopadhyay M., Chakraborty A. Conceptual design of a permanent ring magnet based helicon plasma source module intended to be used in a large size fusion grade ion source // Fusion Engineering and Design. 2016. Vol. 103. Pp. 1–7. DOI: 10.1016/j.fusengdes.2015.11.025
- [3] Sharma N., Chakraborty M., Neog N.K., Bandyopadhyay M. Design of a helicon plasma source for ion–ion plasma production // Fusion Engineering and Design. 2017. Vol. 117. Pp. 30–38. DOI: 10.1016/j.fusengdes.2017.02.002

ЗОНДОВАЯ ДИАГНОСТИКА И ЭМИССИОННАЯ СПЕКТРОСКОПИЯ ПЛАЗМЕННОГО ПОТОКА, СОЗДАВАЕМОГО ВЫСОКОЧАСТОТНЫМ ИНДУКЦИОННЫМ ИСТОЧНИКОМ ПЛАЗМЫ С МАГНИТНЫМ СОПЛОМ

А.И. Шумейко shumeikoandrei1995@gmail.com
В.Д. Телех

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлены результаты исследования характеристик плазменного потока индукционного источника плазмы с магнитным соплом методами эмиссионной спектроскопии и зондовой диагностики. С использованием одиночного зонда Ленгмюра была обнаружена область резкого изменения потенциала плазмы в выходящем из магнитного сопла потоке, соответствующая наибольшему значению величины градиента магнитного поля. Метод эмиссионной спектроскопии показал такие же результаты по расположению этой области. Такое изменение плазменного потенциала показывает наличие двойного слоя в области максимума градиента индукции магнитного поля, ускоряющего плазму.

В последние десятилетия значительный интерес был сфокусирован на безэлектродных методах ускорения плазмы. Одним из таких методов является применение магнитного сопла, которое, подобно соплу Лавалья, преобразующего случайное тепловое движение частиц нагретого газа в их направленный поток, изменяет направления движения частиц плазмы, протекающей через сопло. Поэтому применение этого метода ускорения плазмы можно использовать для повышения эффективности электрора-

кетных двигателей (ЭРД), управления геометрией потока и функциями распределения частиц в плазме по энергиям. Магнитное сопло, состоящее из приложенного к плазменному потоку сходящегося и расходящегося осесимметричного магнитного поля, является ускорительной системой для передовых концепций плазменных двигателей, одной из которых является двигатель с геликонным источником плазмы [1, 2].

В настоящее время исследования механизмов ускорения плазменного потока в магнитном сопле представляют большой интерес [3, 4]. Одним из таких механизмов является электростатическое ускорение, возникающее вследствие наличия двойного слоя в области резкого изменения потенциала плазмы в потоке, соответствующее области наибольшего значения величины градиента магнитного поля.

В данной работе проводилось исследование плазменного потока, созданного высокочастотным индукционным источником плазмы с магнитным соплом. Используя метод эмиссионной спектроскопии и одиночный зонда Ленгмюра с высокочастотной компенсацией, был обнаружен двойной слой, ускоряющий плазму, в области резкого изменения ее потенциала в потоке, выходящем из ускорителя.

*Работа выполнена при финансовой поддержке
Российского фонда фундаментальных исследований (№ 18-29-21039)
на уникальной научной установке (УНУ) «Пучок-М» МГТУ им. Н.Э. Баумана.*

Литература

- [1] Kuzenov V.V., Polozova T.N., Ryzhkov S.V. Numerical simulation of pulsed plasma thruster with a preionization helicon discharge. Вопросы атомной науки и техники. 2015.
- [2] Shumeiko A.I., Telekh V.D. Helicon engine in outboard air as a successful solution for maintaining small space vehicle in orbits up to 200 km // AIP Conference Proceedings. 2019. Vol. 2171. P. 170019.
- [3] Takahashi K., Komuro A., Ando A. Effect of source diameter on helicon plasma thruster performance and its high power operation // Plasma Sources Science and Technology. 2015. Vol. 24 (5). P. 055004.
- [4] Charles C. A review of recent laboratory double layer experiments // Plasma sources science and technology. 2007. Vol. 16 (4). P. R1.

PROBE DIAGNOSTICS AND OPTICAL EMISSION SPECTROSCOPY OF THE PLASMA PLUME CREATED BY AN INDUCTIVELY COUPLED PLASMA SOURCE WITH A MAGNETIC NOZZLE

A.I. Shumeiko
V.D. Telekh

shumeikoandrei1995@gmail.com

Bauman Moscow State Technical University

In this work the results of a study of the characteristics of a plasma plume that created by an inductively coupled plasma source with a magnetic nozzle by emission spectroscopy and probe diagnostics are presented. Using a single Langmuir probe, a region of a sharp change of the plasma potential in the plasma plume was found, which corresponds to the maximum of the magnetic field gradient. Optical emission spectroscopy showed the same results for the location of the region. The change of the plasma potential proves the presence of a double layer in the region of the maximum of the magnetic field gradient.

References

- [1] Kuzenov V.V., Polozova T.N., Ryzhkov S.V. Numerical simulation of pulsed plasma thruster with a preionization helicon discharge // Вопросы атомной науки и техники. 2015.
- [2] Shumeiko A.I., Telekh V.D. Helicon engine in outboard air as a successful solution for maintaining small space vehicle in orbits up to 200 km // AIP Conference Proceedings. 2019. Vol. 2171. P. 170019.
- [3] Takahashi K., Komuro A., Ando A. Effect of source diameter on helicon plasma thruster performance and its high power operation // Plasma Sources Science and Technology. 2015. Vol. 24 (5). P. 055004.
- [4] Charles C. A review of recent laboratory double layer experiments // Plasma sources science and technology. 2007. Vol. 16 (4). P. R1.

ПРИМЕНЕНИЕ ДОПОЛНИТЕЛЬНОГО ЭЛЕКТРОДА ДЛЯ УЛУЧШЕНИЯ ЭМИССИОННЫХ СВОЙСТВ БЕЗРАСХОДНОГО КАТОДА – КОМПЕНСАТОРА ЭЛЕКТРОРАКЕТНОГО ДВИГАТЕЛЯ

А.С. Бенклян
А.А. Ляпин
Г.К. Клименко

benklyanartem@yahoo.com
laa1@bmstu.ru
gkklimenko@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматриваются преимущества применения дополнительного электрода — анода-коллектора в конструкции безрасходного катода-компенсатора для электроракетных двигателей (двигателей с замкнутым дрейфом электронов и ионных двигателей). Актуальность работы обусловлена повышенным интересом к возможности применения безрасходных термоэмиссионных катодов в качестве катодов-компенсаторов электроракетных двигателей (ЭРД).

Для нормальной работы ионного двигателя необходим катод-компенсатор (КК), поставляющий поток электронов для нейтрализации объемного положительного заряда струи ионов, истекающих из ЭРД. В катодах-компенсаторах современных двигателей применяются плазменные катоды, для работы которых необходимо рабочее вещество, которое непосредственно не создает тяги, но обеспечивает возникновение плазменного «мостика» между КК и струей ионов для транспортировки электронов и дополнительно нагревает эмиттер за счет ионной бомбардировки, позволяя снизить мощность нагревателя КК.

При использовании безрасходного катода-компенсатора (БКК) необходим постоянно работающий нагреватель катода и эффективный эмиттер электронов. Наиболее эффективными эмиттерами в настоящее время являются оксидные катоды, дающие высокую плотность тока эмиссии при умеренных температурах и достаточном ресурсе работы [1]. Одним из недостатков оксидных катодов является необходимость его активирования после нахождения в воздушной среде перед началом его работы в космосе (в вакууме). Поэтому для БКК должна быть предусмотрена операция активирования эмиттера перед началом эксплуатации БКК и ЭРД. Для проведения этой операции должны быть предусмотрены все необходимые действия и устройства. В работе [2] проводилось исследование лабораторной модели БКК с оксидным эмиттером в диодной схеме, в ходе которого было выявлено, что при дополнительной «стимуляции» эмиттера напряжением ток эмиссии возрастает в 2–2,3 раза.

БКК имеет ряд преимуществ по сравнению с плазменным катодом: отсутствие необходимости в рабочем теле для работы катода, возможность создания компактной

конструкции катода-компенсатора для миниатюрных ЭРД, а также, теоретически, возможность работы с перспективным рабочим телом для современных ЭРД — иодом [3]. Основным недостатком являются повышенные энергозатраты на работу БКК по сравнению с плазменным катодом. Например, для двигателя типа ДАС-55, по оценкам авторов, цена единицы тока эмиссии составляет порядка 30 Вт/А. Решением этого вопроса может быть применение более эффективных эмиттеров, эффективные тепловые экраны, а также добавление в конструкцию БКК анода-коллектора.

По результатам испытаний модели БКК, описанной в [2], была произведена оценка эффективности анода-коллектора, которая показала, что необходимые энергозатраты на нагрев эмиттера модели БКК могут быть сокращены в 1,3...1,5 раз. При том же значении тока эмиссии и напряжения между эмиттером и анодом-коллектором необходимые затраты на нагрев эмиттера после его активации «напряжением» снижались на 25...35 %, что является достаточно существенной экономией электроэнергии для космических бортовых энергоустановок.

По представлениям авторов, конструкция БКК должна иметь кольцевую форму для обеспечения эффективной равномерной компенсации объемного заряда, создаваемого струей истекающих из двигателя ионов, а эмиттер должен располагаться на минимальном расстоянии от струи ионов. БКК может располагаться как на внутреннем, так и на внешнем диаметре ускорительного канала ЭРД (в зависимости от размера двигателя). Конструкция должна содержать следующие элементы: эмиттер с подводом напряжения, закрепленный между изоляционными кольцами; нагреватель эмиттера с токоподводами; графитовые кольца для защиты эмиттера от распыления ускоренными в канале ЭРД ионами; тепловые экраны для эффективного нагрева эмиттера; анод-коллектор и внешний корпус. Возможно использование теплового экрана в качестве анода-коллектора, так как он находится непосредственно рядом с эмиттером. Так же авторами представлена концепция конструкции БКК.

По проделанной работе можно сделать следующие выводы:

- экспериментально была доказана эффективность применения дополнительного электрода — анода-коллектора в конструкции БКК;
- был оценен масштаб эффективности применения анода-коллектора;
- была разработана концепция для летной конструкции БКК.

Литература

- [1] Дюбуа Б.Ю., Королёв А.Н. Электровакуумные приборы. Современные эффективные катоды // Электронная техника. Сер. 1. СВЧ-техника. 2011. Вып. 1 (508). С. 5–24.
- [2] Бенклян А.С., Ляпин А.А., Клименко Г.К. Исследование оксидного катода в качестве безрасходного катода-компенсатора электроракетных двигателей // Инженерный журнал: наука и инновации. 2019. № 6. С. 6.
- [3] Островский В.Г., Смоленцев А.А., Щербина П.А. Йод как альтернативное рабочее тело электроракетных двигателей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2014. № 5 (47). С. 131–136.

APPLICATION OF AN ADDITIONAL ELECTRODE FOR IMPROVEMENT OF THE EMISSION PROPERTIES OF THE LOSSLESS CATHODE–NEUTRALIZER FOR EPSPS

A.S. Benklyan

benklyanartem@yahoo.com

A.A. Lyapin

laa1@bmstu.ru

G.K. Klimenko

gkklimenko@gmail.com

Bauman Moscow State Technical University

In this paper, the advantages of an additional electrode — the anode–collector application in the design of a lossless cathode–neutralizer (LCN) for electrically powered spacecraft propulsion system (EPSPS) (hall–effect thruster and ion thruster) were observed. The relevance of the work is due to the increased interest in the possibility of using thermionic cathodes as cathodes–neutralizer (CN) of EPSPS.

References

- [1] Djubua B.Ch., Korolev A.N. Sovremennye ehffektivnye katody // SVCH–TEKHNIKA. 2011. Vol. 5 (Djubua B.Ch., Korolev A.N. Modern effective cathodes // SVCH–TEKHNIKA. 2011. Vol. 5.
- [2] Benklyan A.S., Lyapin A.A., Klimenko G.K. Research of an oxide cathode as a cathode–neutralizer for EPSPS // Engineering Journal: Science and Innovation. 2019. Vol. 6. P. 6.
- [3] Ostrovskij V.G., Smolentsev A.A., Scherbina P.A. Jod kak al'ternativnoe rabochee telo ehlektoraketnyh dvigatelej // Vestnik Samarskogo gosudarstvennogo aehrokosmicheskogo universiteta im. akademika SP Korolyova (nacional'nogo issledovatel'skogo universiteta). 2014. Vol. № 5 (47). Pp. 131–136.

ОХЛАЖДАЕМОЕ МГД УСТРОЙСТВО ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.В. Колычев

vakern@mail.ru

В.А. Керножицкий

А.М. Федоров

fedorov_am@voenmeh.ru

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ»
имени Д.Ф. Устинова

На основе разработанных в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова термоэмиссионных методов тепловой защиты предлагается повысить термоэмиссионную способность поверхности теплозащитного материала, например, путем нанесения специального покрытия энергодвигательных установок космических аппаратов на основе МГД-устройств.

В настоящее время актуальным является разработка и создание космических аппаратов и энергодвигательных установок в них, в том числе ионные и плазменные двигатели, функционирующие на основе МГД-эффектов.

Технической задачей, вытекающей из современного уровня науки и техники, является повышение КПД, надежности и долговечности МГД-устройств (МГДУ) за счет обеспечения более высокой электропроводности рабочего тела при более низких температурах плазмы и снижения температуры стенки МГДУ до уровня, при котором материал стенки МГДУ не будет разрушаться при взаимодействии с рабочим телом в течение длительного промежутка времени.

Указанная задача решается тем, что в МГДУ оболочки источника рабочего тела, сопла и диффузора выполнены из электропроводящего материала, а на их внешние поверхности, а также на поверхность полевого катода, омываемые рабочим телом в процессе работы МГДГ, нанесен эмиссионный слой из материала с низкой работой выхода электронов.

В этом случае происходит термоэмиссионное охлаждение стенок МГДУ и одновременное увеличение электропроводности рабочего тела, что позволяет повысить надежность, долговечность и эффективность МГДУ, создаваемых для решения задач освоения околоземного пространства.

REFRIGERATED MHD DEVICE OF POWER ENGINE INSTALLATIONS OF ADVANCED SPACECRAFT

A.V. Kolychev

V.A. Kerlotitsky

A.M. Fyodorov

vakern@mail.ru

fedorov_am@voenmeh.ru

Baltic State Technical University "VOENMEH" named after D.F. Ustinov

Based on the thermal emission methods of thermal protection developed in the Military Power Plant named after D.F. Ustinov, it is proposed to increase the thermal emission capacity of the surface of the thermal protective material, for example, by applying a special coating of power engine installations of spacecraft based on MHD devices.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАТЕНЕНИЯ КОНТАКТНОЙ ГРЕБЕНКОЙ ФОТОАКТИВНОЙ ЧАСТИ СОВРЕМЕННЫХ ТРЕХКАСКАДНЫХ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

А.А. Стаценко^{1,2}

А.А. Наумова^{1,2}

А.А. Лебедев^{1,2}

otdel_17@npp-kvant.ru

¹АО «НПП «Квант»

²НИТУ «МИСиС»

Приведены результаты исследования возможности модернизации контактной структуры солнечных элементов на основе AlIIIIV. Создана 3D-модель солнечного элемента, с помощью которой рассчитано затенение фотоактивной части солнечного элемента лицевой контактной гребенкой при различных геометрических размерах и формах контактных полос в зависимости от угла падения солнечного излучения. Исследование показало, что оптимальной формой профиля контактных полос является эллипс.

Для увеличения эффективности солнечных элементов (СЭ) космического назначения (на сегодняшний день это значение для СЭ серийного изготовления достигает ~30 % при АМО [1]) проводят работы по оптимизации и модернизации элементов его конструкции. Прорабатываются различные способы повышения выходной мощности СЭ, связанные с повышением эффективности преобразования солнечного излучения (на-

пример, увеличение числа каскадов, создание метаморфных структур и т. д.), однако актуальной задачей также является уменьшение имеющихся в СЭ оптических, омических и рекомбинационных потерь. Это возможно путем оптимизации лицевой контактной гребенки (ЛКГ) для уменьшения процента затенения контактной гребенкой фотоактивной области СЭ и снижения общего сопротивления элемента.

ЛКГ — это слоистое металлическое покрытие в виде полосковой структуры на фотоактивной поверхности СЭ [1]. При проектировании ее геометрии необходимо соблюдать баланс между низким значением общего сопротивления ($R \sim 10^{-2}$ Ом) и малым затенением фотоактивной области СЭ элементами ЛКГ (до 5 %) [2].

Расчет затенения был произведен посредством моделирования СЭ в САПР Компас 3D и SolidWorks при помощи среды разработки Unity3D, исходя из оптимальных параметров геометрии элемента в зависимости от угла α падения солнечного излучения на СЭ. Были рассмотрены различные геометрические формы поперечного сечения контактной полоски (КП) ЛКГ при одинаковой площади ($S \approx 50$ мкм²), ширине основания КП ($b \approx 10$ мкм) и высоте КП ($h \approx 5$ мкм). Исходные геометрические параметры КП выбраны на основе анализа наиболее применяемых конструкций контактных структур СЭ мировых производителей [3].

Для трапецевидной формы профиля КП СЭ в случае отвесного падения света ($\alpha = 90^\circ$) на поверхность образца (точечный бесконечно удаленный источник света) фактически необходимо учитывать ширину основания КП. Соответственно, чем больше это значение, тем больше процент затенения от КП. С другой стороны, в случае падения света под углом к поверхности, отличным от 90° , затенение тем сильнее, чем меньше угол между поверхностью СЭ и направлением излучения (например, при $\alpha = 90^\circ$ суммарное затенение фотоактивной области $S = 2,39$ %, а при $\alpha = 45^\circ$ $S = 2,88$ %). В случае прямоугольной формы КП при сравнительно больших углах наклона уровень затенения больше, чем от трапецевидных контактов ($S = 2,96$ % при $\alpha = 45^\circ$). У КП с поперечным сечением в виде треугольника значение затенения чуть меньше, чем у трапеций ($S = 2,86$ % при $\alpha = 45^\circ$). Однако в таком случае для сохранения площади КП необходимо изготавливать контакты большей высоты, что создает дополнительную тень при других углах падения света. Наименьшие значения затенения получены конструкцией КП в форме эллипса ($S = 2,71$ % при $\alpha = 45^\circ$).

Следует отметить, что СЭ, с одной стороны, является фоточувствительным элементом и размеры конструкции его ЛКГ должны быть минимизированы, но с другой стороны, СЭ является генератором, а не логическим прибором. Это обстоятельство не позволяет переносить известные удачные конструкции токопроводящих элементов других устройств без необходимых изменений, в том числе в части технологий их создания. Таким образом, при принятии решения об оптимальной форме КП необходимо учитывать технологичность той или иной конструкции применительно к СЭ [4].

Литература

- [1] Обзор современных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе соединений AlGaInP / Е.В. Слыщенко, А.А. Наумова, А.А. Лебедев и др. // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19. № 2.
- [2] Андреев В.М., Грилихес В.А., Румянцев В.Д. Фотоэлектрическое преобразование концентрированного солнечного излучения. Л.: Наука, 1989.
- [3] Наумова А.А., Вагапова Н.Т., Лебедев А.А. Построение модели и проведение расчета омических и оптических потерь в современных солнечных элементах на основе гетероструктур AlGaInP // Тезисы докладов XXI Научно-технической конференции молодых ученых и специалистов ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва», г. Королёв, 2017.
- [4] Gessert T.A., Coutts T.J. Grid metallization and antireflection coating optimization // Journal of Vacuum Science & Technology. 2013. Vol. F10.

RESEARCH OF THE CONTACT GRID SHADING OF THE PHOTOACTIVE PART OF MODERN TRIPLE JUNCTION SOLAR ELEMENTS OF SPACE PURPOSE

A.A. Statsenko^{1,2}

otdel_17@npp-kvant.ru

A.A. Naumova^{1,2}A.A. Lebedev^{1,2}¹ JSC «NPP «Kvant»² NITU «MISIS»

The results of the study of the possibility of changing the contact grid of solar cells based on IIIIV were presented. A 3D-model of the solar cell was created. Shading of the photoactive part of the solar cell of front contact grid for various geometric sizes and shapes of contact strips was calculated using the model depending on the angle of incidence of solar radiation. The study showed that the most optimal shape of the profile of the contact strips is an ellipse.

References

- [1] Slyshenko E.V., Naumova A.A., Lebedev A.A. and etc. [Overview of modern solar cells for space purposes based on III-V compounds]. Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii. [Siberian Journal of Science and Technology]. Krasnoyarsk. 2018. Vol 19, No. 2. (In Russ).
- [2] Andreev V.M., Griliches V.A., Rumyantsev V.D. Fotoelektricheskoye preobrazovaniye kontsentrirvannogo solnechnogo izlucheniya [Photoelectric conversion of concentrated solar radiation]. St. Petersburg, Nauka, 1989.
- [3] Naumova A.A., Vagapova N.T., Lebedev A.A. [Model building and calculation of ohmic and optical losses in modern solar cells based on InGaP / InGaAs / Ge heterostructures]. Tezisy dokladov XXI Nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh uchenykh i spetsialistov PAO «RKK «Energiya» im. S.P. Koroleva» [Abstracts of the XXI Scientific and Technical Conference of Young Scientists and Specialists of PJSC «RSC «Energia» S.P. Korolev», Korolev, 2017. (In Russ).
- [4] Gessert T.A., Coutts T.J. Grid metallization and antireflection coating optimization // Journal of Vacuum Science & Technology. 2013. Vol. A10.

ВЛИЯНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ РОСТА (МОСГЭ) НА ХАРАКТЕРИСТИКИ ЭПИТАКСИАЛЬНЫХ СЛОЕВ $\text{In}_x\text{Ga}_{1-x}\text{P}$ И $\text{In}_x\text{Al}_{1-x}\text{P}$ СОВРЕМЕННЫХ КАСКАДНЫХ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ

A.A. Лебедев^{1,2}

otdel_17@npp-kvant.ru

A.A. Наумова^{1,2}Б.В. Жалнин¹¹ АО «НПП «Квант»² НИТУ «МИСиС»

Приведены результаты исследований кристаллографических характеристик (параметра кристаллической решетки) слоев $\text{In}_x\text{Ga}_{1-x}\text{P}$ и $\text{In}_x\text{Al}_{1-x}\text{P}$ верхнего каскада солнечного элемента InGaP/InGaAs/Ge космического назначения в зависимости от соотношения источников элементов III группы в газовой фазе и низлежащих подслоев (подложек Ge и GaAs).

Для энергообеспечения космических аппаратов находят применение солнечные батареи, состоящие из солнечных элементов (СЭ), структура которых образована тремя десятками нано- и микроразмерных эпитаксиальных слоев на основе материалов

AlInBV, формирующих каскады InGaP/InGaAs/Ge [1]. Для изготовления полупроводниковых структур в промышленных масштабах находит применение метод газовой эпитаксии из металлоорганических и гидридных соединений (МОСГЭ). Из-за сравнительно большой, не характерной для других полупроводниковых приборов площади СЭ — около 30 см² [1], для достижения высоких характеристик, потенциально заложенных в его структуре, имеет особую важность соблюдение требований по равномерности свойств каждого из слоев конструкции. Среди факторов, определяющих совершенство кристаллической структуры и достижение высокой однородности состава на всей поверхности пластины, соответствие параметров решетки между слоями структуры имеет первостепенное значение, так как само по себе является мерой деформации в слое.

В данной работе приведены результаты исследования экспериментальных образцов тонких монокристаллических эпитаксиальных слоев верхнего каскада СЭ $\text{In}_x\text{Ga}_{1-x}\text{P}$ с различным содержанием индия и галлия (x = от 38 % до 53 %) на германиевой подложке, $\text{In}_x\text{Al}_{1-x}\text{P}$ с различным содержанием алюминия и индия (x = от 46 % до 53 %) на подложках Ge и GaAs, выращенные методом МОСГЭ в установке промышленного типа с вертикальным реактором, вращающемся подложконосителем и распределенным впрыском.

Расчетным методом получено соотношение компонентов третьей группы в газовой фазе из заданных технологических параметров. Исследованы кривые качания, полученные с помощью высокоразрешающей двухкристальной рентгеновской дифрактометрии (РД), рассчитан параметр решетки, соотношение индия, галлия, алюминия в твердой фазе. Получена зависимость состава твердой фазы (параметра решетки) от состава газовой фазы.

Экспериментальные данные хорошо ложатся на линию, построенную на основе табличных данных по правилу Вегарда, однако присутствуют некоторые отклонения вблизи табличного значения параметра решетки Ge. Так как в этом случае сложно разделить дифракционные пики подложки и эпитаксиального слоя, возникает погрешность определения расстояния между ними.

Для образцов с сильным отклонением параметра решетки слоя кривые качания характеризуются большим значением уширения пика — порядка 800 угловых секунд. Для классической кривой качания бездефектной структуры расстояние между пиками порядка 200–400 угловых единиц и уширения — менее 200.

По результатам съемки РД, обработки данных кривых качания экспериментальных образцов, а также данных расчета состава твердого раствора из газовой фазы, построены графики зависимости параметра решетки $\text{In}_x\text{Ga}_{1-x}\text{P}$ от соотношения $\text{In}/(\text{In} + \text{Ga})$ в газовой фазе, и зависимость уширения рентгеновского пика от соотношения $\text{In}/(\text{In} + \text{Ga})$ в эпитаксиальном слое $\text{In}_x\text{Al}_{1-x}\text{P}$ [2].

Как известно, параметр решетки $\text{In}_x\text{Al}_{1-x}\text{P}$ увеличивается с увеличением процентного содержания индия. В основном все экспериментальные данные хорошо ложатся на прямую, рассогласование параметра решетки составляет 0,1–0,26 %. В диапазоне составов по In от 45 до 53 % монокристаллическая структура характеризуется высоким совершенством. При соотношении In и Ga 1:1 эпитаксиальный слой характеризуется наилучшими свойствами с наиболее близким значением параметра решетки к параметру решетки Ge. Отклонение от состава для этих образцов находится в диапазоне от 0,5 до 3 %, что допустимо для данного метода получения этих слоев.

По аналогичной методике были исследованы модельные образцы с эпитаксиальными слоями $\text{In}_x\text{Al}_{1-x}\text{P}$ [3]. Для оценки влияния подложки на параметр решетки эпитаксиальных слоев $\text{In}_x\text{Al}_{1-x}\text{P}$ были изучены образцы на подложке Ge и GaAs. Для значений x от 46 до 53 % наблюдается хорошее согласование параметров решетки структур с линейной зависимостью по правилу Вегарда. Отметим, что для $\text{In}_x\text{Al}_{1-x}\text{P}/\dots/\text{Ge}$ обнару-

жено уменьшение на 0,005 Å линейной зависимости относительно значений, построенных по правилу Вегарда, выполняющегося для $\text{In}_x\text{Al}_{1-x}\text{P}$ / GaAs. В случае отклонения состава эпитаксиального слоя от параметра решетки подложки в одну или другую сторону следует ожидать растягивающий или сжимающий эффект на решетку выращенного слоя.

Проведено сравнение данных, полученных с помощью РД и метода измерения эффекта фотолюминесценции, преимуществом которого является меньшая трудоемкость получения карт и меньшие временные затраты в сочетании с лучшей визуализацией, реализованной в специальном программном обеспечении. Показано, что определение состава с помощью метода измерения фотолюминесценции следует рассматривать только оценочно.

Таким образом, получены зависимости параметра решетки от соотношения элементов III группы в газовой фазе ($\text{In}/(\text{In} + \text{Ga})$, $\text{In}/(\text{Al} + \text{In})$), необходимые для создания слоев $\text{In}_x\text{Ga}_{1-x}\text{P}$ и $\text{In}_x\text{Al}_{1-x}\text{P}$ верхнего каскада СЭ с заданными кристаллическими и электрофизическими свойствами.

Литература

- [1] Обзор современных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе соединений AIII BV / Е.В. Слыщенко, А.А. Наумова, А.А. Лебедев и др. // Сибирский журнал науки и технологий. Красноярск, Т 19, № 2, 2018.
- [2] Наумова А.А., Лебедев, А.А., Вагапова Н.Т. и др. Влияние соотношения In/Ga в газовой фазе на характеристики эпитаксиальных слоев $\text{In}_x\text{Ga}_{1-x}\text{P}$ современных каскадных солнечных элементов, полученных методом Мос-гидридной эпитаксии // Сборник тезисов конференции «Разработка, производство, испытания и эксплуатация космических аппаратов и систем», IV Научно-техническая конференция молодых специалистов АО «ИСС». Железногорск, 2017.
- [3] Influence of the In/Ga relation in the gas phase on the characteristics of the $\text{In}_x\text{Ga}_{1-x}\text{P}$ epitaxial layers of cascade solar cells / A. A. Naumova, A. A. Lebedev, B. V. Zhalnin et al. // Siberian Journal of Science and Technology. 2018. Vol. 19, No. 1. Pp. 137–145.

INFLUENCE OF TECHNOLOGICAL GROWTH PARAMETERS (MOVPE) ON THE CHARACTERISTICS OF EPITAXIAL LAYERS $\text{In}_x\text{Ga}_{1-x}\text{P}$ AND $\text{In}_x\text{Al}_{1-x}\text{P}$ OF MODERN CASCADE SOLAR ELEMENTS

A.A. Lebedev^{1,2}

otdel_17@npp-kvant.ru

A.A. Naumova^{1,2}

B.V. Zhalnin¹

¹ JSC «NPP «Kvant»

² NITU «MISiS»

The results of studies of the crystallographic characteristics (crystal lattice parameter) of the $\text{In}_x\text{Ga}_{1-x}\text{P}$ and $\text{In}_x\text{Al}_{1-x}\text{P}$ layers of the upper cascade of the InGaP / InGaAs / Ge space solar cell depending on the ratio of the sources of group III elements in the gas phase and the underlying sublayers (Ge and GaAs substrates) were presented in this paper.

References

- [1] Sлыщенко Е.В., Наумова А.А., Лебедев А.А. and etc. [Overview of modern solar cells for space purposes based on III-V compounds] // Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii. [Siberian Journal of Science and Technology]. 2018. Vol. 19, No. 2. (In Russ).

- [2] Naumova A.A., Lebedev, A.A., Vagapova N.T. and etc. [The effect of the In / Ga ratio in the gas phase on the characteristics of the In_xGa_{1-x}P epitaxial layers of modern cascade solar cells obtained by Mos-hydride epitaxy] // Sbornik tezisev konferentsii «Razrabotka, proizvodstvo, ispytaniya i ekspluatatsiya kosmicheskikh apparatov i sistem», IV Nauchno-tehnicheskaya konferentsiya molodykh spetsialistov AO «ISS» [Abstracts of the conference «Development, production, testing and operation of spacecraft and systems», IV Scientific and Technical Conference of Young Specialists of JSC «ISS»]. Zheleznogorsk, 2017.
- [3] Naumova A.A., Lebedev A.A., Zhalnin B.V. et al. Influence of the In / Ga relation in the gas phase on the characteristics of the In_xGa_{1-x}P epitaxial layers of cascade solar cells // Siberian Journal of Science and Technology. 2018. Vol. 19, No. 1. Pp. 137–145.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЗАВИСИМОСТИ ЭЛЕКТРОФИЗИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК СЛОЕВ In_{0,01}Ga_{0,99}As: Si И In_{0,01}Ga_{0,99}As: Zn СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ ОТ УРОВНЯ ЛЕГИРОВАНИЯ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ЭПИТАКСИАЛЬНОГО РОСТА ИЗ ГАЗОВОЙ ФАЗЫ

А.А. Лебедев^{1,2}

otdel_17@npp-kvant.ru

А.А. Смирнов^{1,2}

Б.В. Жалнин¹

А.А. Наумова^{1,2}

¹ АО «НПП «Квант»

² НИТУ «МИСиС»

В работе приведены результаты исследований электрофизических характеристик (проводимости и концентрации основных носителей заряда) слоев In_{0,01}Ga_{0,99}As среднего каскада и других структурных частей солнечного элемента InGaP/InGaAs/Ge космического назначения в зависимости от типа и уровня легирования, задаваемого в процессе эпитаксиального роста из газовой фазы варьированием параметров подачи источников примесей Si и Zn.

Развитие современных полупроводниковых приборов на основе материалов IIIIV во многом связано с совершенствованием технологий эпитаксиального роста, в частности — метода эпитаксиального роста из газовой фазы с использованием металлорганических и гидридных источников (МОСГЭ). Технология эпитаксиального роста является многофакторным процессом, связанным как с технологическими условиями (температурой, давлением, скоростями подачи реагентов и др.), так и с типом, чистотой исходных материалов (прекурсоров), типом (геометрией и конструкцией) реактора роста [1]. Современные установки промышленного типа имеют большое количество подключаемых источников материалов, сложные системы подачи реагентов и? как следствие, большое количество взаимосвязанных технологических параметров. Именно такое их устройство позволяет в одной камере за один цикл создавать, например, всю многослойную InGaP/InGaAs/Ge полупроводниковую структуру современного фотоэлектрического преобразователя (ФЭП) космического назначения, обеспечивающую КПД около 30 % и срок активного существования прибора в составе солнечной батареи до 15 лет в условиях воздействия факторов космического пространства [2].

Описание и управление процессом создания структуры с заданными свойствами возможно при понимании принципиальных физических аспектов процесса, для чего

проводятся обширные экспериментальные и теоретические работы. Основным в такой работе является установление зависимости технологический параметр — условия роста — свойство эпитаксиального слоя. Так, определяющими электрическими характеристиками слоев структуры ФЭП являются удельная электрическая проводимость и концентрация основных носителей заряда $N(\text{OH}_3)$. Задаются они прецизионным легированием — подачей в ростовую камеру газовой смеси, содержащей прекурсоры легирующей примеси. Для получения в структуре ФЭП слоя (например: InGaAs из среднего каскада) с заданной проводимостью предварительно необходимо для этого слоя построить зависимость измеряемого свойства (проводимости) от задаваемого технологического параметра (потока прекурсора) при прочих заданных параметрах (условиях роста). С этой целью методом МОСГЭ была изготовлена серия, включающая 27 образцов (эпитаксиальная структура $\text{In}_{0,01}\text{Ga}_{0,99}\text{As}$ толщиной $\sim 1,3$ мкм на подложках германия толщиной 150 мкм или арсенида галлия, 600 мкм, диаметром 100 мм) с различными номинальными уровнями легирования (10^{16} , 10^{17} , 10^{18} см^{-3}) и типом проводимости (п и р). Использован реактор вертикального типа с вращающимся подложконосителем и распределенным впрыском реагентов, температура роста 650 °С, отношение компонентов V/III ≈ 9 .

По кривым качания, полученным с помощью рентгеновской дифрактометрии, определен параметр решетки эпитаксиальных слоев исследуемых образцов и подтвержден состав твердого раствора $\text{In}_{0,01}\text{Ga}_{0,99}\text{As}$ — максимальное относительное отклонение состава составили 12,5 % (по In). В случае легирования образцов Si интенсивность и ширина пиков исследуемых слоев остаются примерно одинаковыми, а при легировании Zn видна тенденция потери интенсивности и уширения пиков с увеличением концентрации легирующего компонента. Данные сопоставлены с результатами определения состава по измеренным спектрам фотолюминесценции (ФЛ).

Методом бесконтактного измерения проводимости (БИП) определено значение удельного сопротивления (R) исследуемых слоев. По профилям распределения OH_3 в слоях структуры образцов, полученных в результате травления на электрохимическом профилометре (ЭХП), определена концентрация легирующей примеси (Si и Zn). Проведена пробоподготовка (резка, нанесение металлических контактов) образцов для измерения с помощью установки основанной на эффекте Холла R и концентрации OH_3 в исследуемых слоях. Проведены измерения, результаты проанализированы и сопоставлены с данными БИП и ЭХП.

Построены зависимости проводимости и концентрации OH_3 (легирующего компонента) в твердом теле от подаваемых газовых потоков ($\text{см}^3/\text{мин}$). Также произведено картографирование исследуемых пластин по данным БИП и ФЛ, построены радиальные профили, сделаны выводы об однородности исследуемых свойств по всей площади образцов.

Как и ожидалось, зависимость удельной проводимости для образцов легированных Si показывает линейный рост с ростом концентрации легирующего компонента (дисилана — Si_2H_6) в газовой фазе и имеет хорошее совпадение для данных, полученных разными методами. Также все три метода определения концентрации OH_3 в твердом теле (в 1 см^3) позволяют получить схожую зависимость ($N_{\text{холл}} \approx 6,87 \cdot 10^{18}$, $1,63 \cdot 10^{18}$, $8,89 \cdot 10^{17}$ см^{-3} , $N_{\text{ЭХП}} \approx 5,57 \cdot 10^{18}$, $1,37 \cdot 10^{18}$, $7,43 \cdot 10^{17}$ см^{-3} , $N_{\text{БИП}} \approx 7,03 \cdot 10^{18}$, $1,65 \cdot 10^{18}$, $9,44 \cdot 10^{17}$ см^{-3} соответственно для долей Si_2H_6 в потоке прекурсоров TMGa и TMIIn $6 \cdot 10^{-4}$, $1 \cdot 10^{-4}$, $6 \cdot 10^{-5}$). При этом наибольшее отклонение от номинальных значений характерны для образцов с высоким легированием (до 25 %).

Для случая легирования Zn метод БИП показывает завышенные значения относительно остальных методов, что может быть связанным с вкладом в проводимость и соответственно концентрацию основных носителей заряда собственной проводимости толстой GaAs-подложки ($N_{\text{холл}} \approx 1,21 \cdot 10^{17}$, $2,88 \cdot 10^{16}$, $3,27 \cdot 10^{15}$ см^{-3} , $N_{\text{ЭХП}} \approx 1,58 \cdot 10^{17}$,

$5,36 \cdot 10^{16}$, $3,67 \cdot 10^{15}$ см⁻³, $\text{НБИП} \approx 2,30 \cdot 10^{17}$, $1,54 \cdot 10^{17}$, $1,33 \cdot 10^{17}$ см⁻³ соответственно для долей DMZn в потоке прекурсоров TMGa и TMIIn $4,5 \cdot 10^{-4}$, $1,7 \cdot 10^{-4}$, $1,2 \cdot 10^{-5}$). Следует отметить, что легирование Si происходит более равномерно по площади пластин — радиальные профили не имеют краевых эффектов, что особенно заметно при низких уровнях легирования.

Таким образом, были получены зависимости проводимости и концентрации OH_3 от количества прекурсоров Si и Zn (при прочих заданных условиях роста), необходимые для роста слоев $\text{In}_{0,01}\text{Ga}_{0,99}\text{As}$ структуры ФЭП с заданными электрофизическими свойствами. Поскольку работа сопряжена с трудоемкими вычислениями и обработкой большого объема экспериментальных данных, был разработан инструмент автоматизированного расчета парогововой смеси для построения необходимых в определении зависимостей параметров эпитаксиального слоя от состава парогововой смеси [3].

Литература

- [1] Акчуринов Р.Х., Мармалюк А.А. МОС-гидридная эпитаксия в технологии материалов фотоники и электроники. М.: ТЕХНОСФЕРА, 2018.
- [2] Обзор современных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе соединений III-IV / Е.В. Слыщенко, А.А. Наумова, А.А. Лебедев и др. // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2.
- [3] Смирнов А.А. Автоматизация расчета состава газовой смеси и других условий высокооднородного эпитаксиального роста в машинах МОСГФЭ промышленного типа / 74-е Дни науки студентов НИТУ «МИСиС» международные, межвузовские и институтские научно-технические конференции. М.: МИСиС, 2019.

STUDY OF DEPENDENCE OF ELECTROPHYSICAL CHARACTERISTICS OF $\text{In}_{0,01}\text{Ga}_{0,99}\text{As}$: Si AND $\text{In}_{0,01}\text{Ga}_{0,99}\text{As}$: Zn LAYERS OF SOLAR CELLS ON THE LEVEL OF DOPING AND TECHNOLOGICAL PARAMETERS OF EPITAXIAL GROWTH OF GAS PHASE

A.A. Lebedev^{1,2}

A.A. Smirnov^{1,2}

B.V. Zhalnin¹

A.A. Naumova^{1,2}

otdel_17@npp-kvant.ru

¹ JSC «NPP «Kvant»

² NITU «MISiS»

The results of research of electrophysical characteristics (conduction and concentration of the main carrier) layers middle stage $\text{In}_{0,01}\text{Ga}_{0,99}\text{As}$ and the other parts of the structure $\text{InGaP} / \text{InGaAs} / \text{Ge}$ space solar cell depending on type and doping level defined by the process of epitaxial growth from the gas phase supply parameters of Si and Zn impurity sources were given in this paper.

References

- [1] Akchurin R.Kh., Marmalyuk A.A. MOS-gidridnaya epitaksiya v tekhnologii materialov fotoniki i elektroniki [MOS hydride epitaxy in photonics and electronics materials technology]. Moscow, TECHNOSPHERE, 2018.
- [2] Slyshenko E.V., Naumova A.A., Lebedev A.A. and etc. [Overview of modern solar cells for space purposes based on III-V compounds]. Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii. [Siberian Journal of Science and Technology]. Krasnoyarsk. 2018. Vol. 19, No. 2. (In Russ.).

- [3] Smirnov A.A. [Automation of the calculation of the composition of the gas mixture and other conditions of highly homogeneous epitaxial growth in MOVPE industrial-type machines] 74-ye Dni nauki studentov NITU «MISiS» mezhdunarodnyye, mezhvuzovskiy i institutskiy nauchno-tekhnicheskiye konferentsii [74th Days of Science of Students of NUST “MISiS” International, Interuniversity and Institute Scientific and Technical Conferences], Moscow, 2019.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ БАЛАНСА ОПТИЧЕСКИХ И ОМИЧЕСКИХ ПОТЕРЬ ДЛЯ ОПТИМИЗАЦИИ КОНТАКТНОЙ ГРЕБЕНКИ СОВРЕМЕННЫХ ФОТОПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

А.А. Наумова^{1,2}

naumova_aa@msk.npp-kvant.ru

А.А. Лебедев^{1,2}

otdel_17@npp-kvant.ru

А.Ф. Милованов¹

Н.Т. Ваганова^{1,2,3}

¹ АО «НПП «Квант»

² НИТУ «МИСиС»

³ РТУ МИРЭА

Рассмотрены результаты исследований по оптимизации и модификации контактной гребенки современных фотопреобразователей (ФЭП) из гетероструктур InGaP/InGaAs/Ge. Предложена методика определения геометрических параметров лицевой контактной гребенки на основе поиска баланса оптических и омических потерь посредством расчета сопротивления и затенения. Рассмотрены и определены оптимальные материалы гребенки. Получены результаты для ФЭП площадью 30 и 60 см².

Современный фотопреобразователь (ФЭП) на основе гетероструктур InGaP / InGaAs / Ge, применяемый в составе солнечных батарей (СБ) для энергообеспечения космических аппаратов, конструктивно состоит из многослойной генерирующей полупроводниковой структуры на германиевой подложке со сплошной металлической контактной системой на тыльной стороне, контактной гребенкой и антиотражающим покрытием на фотоактивной лицевой стороне. Лицевая контактная гребенка, в свою очередь, состоит из токосъемных полосок с прилегающим к ним главным контактом (шины) и токосъемных площадок.

В настоящее время мировой уровень эффективности преобразования солнечной энергии (КПД), достигнутый в промышленном производстве ФЭП, составляет ~30 % [1]. Тем не менее необходимо проводить работы по оптимизации и модификации контактной гребенки для существующих и перспективных ФЭП, поскольку получение высокой эффективности подразумевает нахождение оптимальных параметров контактной гребенки, геометрические размеры которой рассчитываются применительно к конкретной конструкции ФЭП и должны обеспечивать минимальные оптические и омические потери, т. е. наименьшие значения затенения фотоактивной площади и сопротивления (R).

Снижение значения R ФЭП возможно путем увеличения геометрических размеров (ширины полоски) [2]. Однако с увеличением ширины полосок контактной гребенки и, как следствие, уменьшением расстояния между ними увеличиваются оптические потери, вызванные ростом затенения создаваемого контактной гребенкой. При варьировании геометрии полосок необходимо учесть ограничения, вносимые применяемой технологией изготовления ФЭП, по форме контакта (трапецевидная) и его высоте.

Исходя из этого предложена методика определения оптимальных основных параметров лицевой контактной гребенки: ширина контактных полосок и расстояния между ними, на основе сопоставления диаграммы зависимости затенения контактной гребенкой фотоактивной области ФЭП и сопротивления от этих параметров. Для этого рассмотрена методика расчета общего сопротивления, основанная на модели ФЭП с последовательным сопротивлением [3], которая подразумевает рассмотрение общего сопротивления как сумму отдельных составляющих структуру каскадных ФЭП с учетом экспериментальных значений параметров, определяемых в том числе используемыми материалами.

Для металлического покрытия как с лицевой, так и с тыльной стороны применяют такие металлы, как: Ag, Au, Ni, Ti, V, Pd, Mn и др. с хорошей адгезией к полупроводниковым материалам и/или низким удельным R . Поскольку невозможно найти металл, обладающий одновременно этими двумя свойствами, применяется многослойная система контактов [3]. В связи с этим была выбрана ниже изложенная конструкция. Первый высокоадгезивный слой — тонкая пленка Ti небольшой толщины (5...10 нм). Меньшая толщина Ti не обеспечивает достаточной адгезии, а большая толщина увеличивает переходное сопротивление контакта. Ti взаимодействует с кислородом, который присутствует во всех полупроводниковых материалах и восстанавливает полупроводник, образуя соединения (TiO_2), химические связи которого увеличивают силу сцепления. Второй слой — Au или Pd толщиной 100...120 нм, так как первый и третий слой контакта образуют между собой гальваническую пару, что может спровоцировать электрохимическую реакцию с последующей электрокоррозией. Третий слой — Ag, основной проводящий слой толщиной 5...6 мкм. Четвертый слой — Au толщиной не менее 200 нм, предназначенный для защиты от воздействия активных ионов окружающей среды и предотвращающий коррозию материалов многослойной контактной структуры. Следует учесть, что приведенная структура контакта должна обеспечивать возможность последующей коммутации ФЭП и сборки СБ посредством приварки или припайки контактных шин к ней.

С учетом всех вышеизложенных особенностей был проведен расчет R лицевой контактной гребенки и создаваемого ею затенения ФЭП наиболее распространенного в космической технике размера площадью $\sim 30 \text{ см}^2$. Полученные в результате расчета трехмерные диаграммы зависимости R и затенения ФЭП от ширины полоски контактной гребенки и расстояния между ними позволяют определить диапазоны оптимальных значений: ширина полоски контактной гребенки 15...19 мкм, а расстояния между ними 650...850 мкм, затенение 1,82...1,93 % при максимальной мощности ФЭП 1...1,05 Вт.

Близость полученных значений с параметрами ФЭП площадью $\sim 30 \text{ см}^2$ известных мировых производителей позволила считать предложенную методику и примененную модель адекватной и использовать ее после соответствующей адаптации к расчету перспективных ФЭП площадью $\sim 60 \text{ см}^2$. Ожидается, что использование таких ФЭП позволит снизить массу СБ посредством уменьшения удельной массы коммутации, снизить общую стоимость СБ и количества сборочных операций при создании СБ, а также увеличить долю полезной (рабочей, генерирующей) площади СБ [4]. На основе анализа трехмерных диаграмм для ФЭП с увеличенной фотоактивной площадью диапазоны оптимальных значений составляют: ширина полоски контактной гребенки 16...20 мкм, а расстояния между ними 750...1000 мкм, затенение 2,93...2,98 % при максимальной мощности ФЭП 1...1,05 Вт.

Литература

- [1] Обзор современных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе соединений AlIIBV / Слыщенко Е.В., Наумова А.А., Лебедев А.А. и др. // Сибирский журнал науки и технологий. Красноярск, Т 19, № 2, 2018.

- [2] Андреев В.М., Грилихес В.А., Румянцев В.Д. Фотоэлектрическое преобразование концентрированного солнечного излучения. Л.: Наука, 1989.
- [3] Наумова А.А., Вагапова Н.Т., Лебедев А.А. Построение модели и проведение расчета омических и оптических потерь в современных солнечных элементах на основе гетероструктур InGaP/InGaAs/Ge // Тезисы докладов XXI Научно-технической конференции молодых ученых и специалистов ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва». Королёв, 2017.
- [4] Наумова А.А., Стаценко А.А., Генали М.А. Оптимизация конструкции фотопреобразователя в части увеличения удельных характеристик солнечной батареи космических аппаратов // Всероссийский молодежный конкурс научно-технических работ «Орбита-молодежи»: материалы. СПб.: БГТУ «Военмех», Инфо-Да, 2019.

DETERMINATION OF THE BALANCE OF OPTICAL AND OHMIC LOSSES FOR OPTIMIZATION OF THE CONTACT GRID OF MODERN SOLAR CELL OF SPACE APPLICATIONS

A.A. Naumova^{1,2}

naumova_aa@msk.npp-kvant.ru

A.A. Lebedev^{1,2}

otdel_17@npp-kvant.ru

A.F. Milovanov¹

N.T. Vagapova^{1,2,3}

¹ JSC NPP Kvant

² NITU MISIS

³ RTU MIREA

The results of studies on the optimization and modification of the contact grid of modern solar cells (SC) from heterostructures InGaP / InGaAs / Ge were considered. A method for determining the geometric parameters of the front contact grid based on the search for the balance of optical and ohmic losses by calculating the resistance and shading was proposed. Optimal materials for the contact grid were reviewed and identified. For SC with an area of 30 and 60 cm² the results were obtained.

References

- [1] Slyshenko E.V., Naumova A.A., Lebedev A.A. and etc. [Overview of modern solar cells for space purposes based on III-V compounds]. Sibirskiy zhurnal nauki i tekhnologii. [Siberian Journal of Science and Technology]. Krasnoyarsk. T 19, № 2, 2018 (In Russ.).
- [2] V.M. Andreev, V.A. Griliches, V.D. Rummyantsev Fotoelektricheskoye preobrazovaniye kontsentririrovannogo solnechnogo izlucheniya [Photoelectric conversion of concentrated solar radiation]. St. Petersburg, Nauka, 1989.
- [3] Naumova A.A., Vagapova N.T., Lebedev A.A. [Model building and calculation of ohmic and optical losses in modern solar cells based on InGaP / InGaAs / Ge heterostructures]. Tezisy dokladov XXI Nauchno-tekhnicheskoy konferentsii molodykh uchenykh i spetsialistov PАО «RKK «Energiya» im. S.P. Koroleva» [Abstracts of the XXI Scientific and Technical Conference of Young Scientists and Specialists of PJSC «RSC «Energiya» S.P. Korolev»], Korolev, 2017 (In Russ.).
- [4] Naumova A.A., Statsenko A.A., Genali M.A. [Optimization of the design of the solar cell in terms of increasing the specific characteristics of the solar array of spacecraft]. Vserossiyskiy molodezhnyy konkurs nauchno-tekhnicheskikh rabot «Orbita-molodezhi»: Materialy. [All-Russian youth competition of scientific and technical works "Orbit-Youth": Materials]. St. Petersburg: BSTU "Voenmekh", 2019 (In Russ.).

РАЗРАБОТКА, ИЗГОТОВЛЕНИЕ И ИСПЫТАНИЕ СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ ДЛЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА КАРКАСЕ СОТОВОЙ КОНСТРУКЦИИ ИЗ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

А.А. Наумова^{1,2}

naumova_aa@msk.npp-kvant.ru

А.А. Лебедев^{1,2}

otdel_17@npp-kvant.ru

Н.Т. Ваганова^{1,2,3}

М.Б. Каган¹

¹ АО «НПП «Квант»

² НИТУ «МИСиС»

³ РТУ МИРЭА

Приведено описание конструкции, процесса создания и испытаний экспериментальной солнечной батареи (СБ) $\approx 110 \text{ см}^2$ для космических аппаратов (КА) с фотогенерирующей частью из трехкаскадных фотоэлектрических преобразователей на каркасе сотовой конструкции из углепластика с полиамидным покрытием общей толщиной $\approx 6 \text{ мм}$. Режимы испытаний, выбранные аналогичными режимам СБ КА на геостационарной орбите, признаны успешными. Мощность в стартовом объеме составила $\approx 60 \text{ кВт/м}^2$.

В отечественной космической фотовольтаике наибольшее распространение получили каркасы солнечных батарей (СБ) с сетчатым или струнным полотном, на котором монтируется фотогенерирующая часть (ФГЧ). Такие каркасы обладают рядом преимуществ — обеспечивают простой теплоотвод (излучательный теплосброс с тыльной стороны фотоэлектрического преобразователя (ФЭП) через не сплошное полотно), возможность использования альбедо Земли на околоземных орбитах при применении ФЭП с двусторонней чувствительностью. При их использовании не возникает вопрос компенсации разности коэффициента термического расширения сборок элементов и полотна каркаса. Они хорошо отработаны в производстве, подтверждена их нормальная работа в условиях космического пространства на разных орбитах около 15 лет. Это конструкторское решение пришло на смену СБ, сформированных непосредственно на металлических каркасах космических аппаратов (КА).

За рубежом нашли применение каркасы на основе сотовой конструкции: они обладают большей жесткостью, за счет чего на них возможно организовать автоматизированную сборку СБ, им проще придать сложную форму и др. При этом, благодаря сплошной структуре каркаса, обеспечивающего защиту ФЭП от прямого воздействия факторов космического пространства, возможно отказаться от монтажа защиты тыльной поверхности (обязательной при использовании ФЭП на каркасах с сетчатым и струнным полотном), например — стекла, что также должно обеспечить экономию массы (около 1 г с каждого ФЭП). Однако, являясь фактически развитием конструкторского решения, заложенного в первых СБ, они унаследовали и многие их недостатки, так, например, в случае использования в качестве сотового основания металлических конструкций возможны проблемы с закороткой ФГЧ. Потому перспективным видится применение углепластиковых сотовых каркасов с изолирующей поверхностью. В настоящее время широкое применение получили трехслойные сотовые конструкции [1, 2]. Важным является достижение малой строительной высоты каркаса со сформированными ФГЧ для увеличения мощности в стартовом объеме при сохранении требуемой жесткости. Именно высокая жесткость каркаса должна позволить использовать утоненные ФЭП, обладающие повышенными удельными характеристиками, использование которых на гибких (сетчатых и струнных) каркасах не столь эффективно и сопряжено с высокими технологическими потерями.

Для экспериментального подтверждения вышеизложенного был изготовлен и испытан образец СБС площадью $\sim 110 \text{ см}^2$ с ФГЧ из сборок современных трехкаскадных InGaP/InGaAs/Ge ФЭП с эффективностью преобразования солнечного излучения $\eta \sim 28 \%$, смонтированных на сотовом каркасе. Каркас формируется полимеризацией лент из препрега (на основе углеткани, «пропитанной» эпоксидной смолой), уложенных между расположенными в шахматном порядке методом плотной упаковки эластичных формообразующих элементов (например, из силикона), находящихся под давлением [1]. Далее каркас покрывается полиамидной пленкой с лицевой стороны. Толщина каркаса составляет $h_{\text{к}} \approx 5 \text{ мм}$, а общая строительная высота СБС — $h_{\text{ст}} \leq 6 \text{ мм}$. Сотовый каркас разработан и предоставлен ГНЦ «ФГУП «Центр Келдыша», проектирование, сборка и испытания СБ проведены в АО «НПП «Квант».

Была применена технология изготовления СБ, первичной стадией изготовления которой является формирование сборок: к ФЭП привариваются лицевые и тыльные токосъемные шины, шунтирующие диодные модули, которые необходимы для предотвращения электрических потерь, возникающих в процессе эксплуатации СБ. Приварка шин и диодов осуществляется методом контактной сварки.

Затем для обеспечения защиты от факторов космического пространства сборки покрываются защитными пластинами из специального оптического стекла с нанесенным клеящим компаундом. Из полученных элементов komponуют и собирают секции. Ряды секций с проводными выводами с помощью клеящего компаунда монтируются на каркас из углеволокна, в котором предварительно высверливаются отверстия для вывода проводов на тыльную сторону каркаса.

После сборки СБС и измерения ее характеристик был проведен ряд испытаний. Режимы испытаний СБС выбраны аналогичными режимами испытаний СБ КА, предназначенных для работы на геостационарной орбите.

Термоциклические испытания были проведены в объеме 55 термоциклов. Каждый термоцикл СБС поочередно выдерживался в двух камерах: в камере холода с температурой $-(65 \pm 5)^\circ \text{C}$ в течение 25 мин и камере тепла с температурой $+(130 \pm 5)^\circ \text{C}$ в течение 25 мин. Далее проводились испытания на воздействие повышенной влажности в камере тепла с температурой $+40^\circ \text{C}$. СБС выдерживалась в камере в течение 1,5–2 ч. Затем повышалась относительная влажность воздуха до 93 %. Указанные параметры поддерживались в камере в течение пяти суток. Далее проводились испытания СБС на прочность при воздействии синусоидальной вибрации последовательно в трех взаимно перпендикулярных направлениях.

Перед проведениями испытаний и после каждого вида испытаний осуществлялся контроль внешнего вида СБС, проверка электрического сопротивления изоляции и вольт-амперных характеристик на имитаторе внеатмосферного солнца (спектр АМ0) при комнатной температуре. До испытаний основные характеристики показали следующие значения: $\eta = 27,8 \%$, ток короткого замыкания $I_{\text{кз}} = 1,35 \text{ А}$, напряжение холостого хода $U_{\text{хх}} = 29,61 \text{ В}$, ток в точке максимальной мощности $I_{\text{max}} = 1,26 \text{ А}$, напряжение в точке максимальной мощности $U_{\text{max}} = 27,22 \text{ В}$, а после проведения всех типов испытаний СБС $\eta = 26,52 \%$, $I_{\text{кз}} = 1,34 \text{ А}$, $U_{\text{хх}} = 29,42 \text{ В}$, $I_{\text{max}} = 1,23 \text{ А}$, $U_{\text{max}} = 26,65 \text{ В}$.

Таким образом, СБС прошла испытания, подтвердив достижение и сохранение мощности в стартовом объеме $P_{\text{в}} \approx 60 \text{ кВт/м}^3$ (при $h_{\text{ст}} \approx 6 \text{ мм}$), удельная мощность в оптимальной точке $P \approx 3^{10} \text{ Вт/м}^2$, удельная масса СБС $m \approx 3,4 \text{ кг/м}^2$. Следует отметить, что эти значения получены при использовании ФЭП в конструкции СБС стандартной толщины со средними значениями $\eta = 28 \%$, поэтому следует ожидать более высоких величин указанных параметров при применении в конструкции СБ перспективных ФЭП меньшей массы и толщины, использование которых в СБ с другими (гибкими) каркасами, как уже отмечалось, связано с рядом трудностей.

Литература

- [1] Пат. 2 623 781(13) С2 Российская Федерация, МПКВ32В 3/12 (2006.01), В29С 43/30 (2006.01), В29D 25/00 (2006.01). Способ изготовления ячеистого сотового заполнителя из композиционных материалов / Дрондин А. В., Зернов О. Д., Янчур С. В., заявл. 11.11.2015; опубл. 29.06.2017. Бюл. № 19.
- [2] Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных батарей / под ред. М.М. Колтуна. М.: Энергоатомиздат, 1983. 360 с.

THE DEVELOPMENT, MANUFACTURING AND TESTING OF SOLAR PANELS FOR SPACECRAFT ON A FRAME OF HONEYCOMB STRUCTURES OF COMPOSITE MATERIALS

A.A. Naumova^{1,2}

naumova_aa@msk.npp-kvant.ru

A.A. Lebedev^{1,2}

otdel_17@npp-kvant.ru

N.T. Vagapova^{1,2,3}

M.B. Kagan¹

¹ JSC NPP Kvant

² NITU MISiS

³ RTU MIREA

The design description, the process of creating and testing an experimental solar panel (SP) $S \approx 110 \text{ cm}^2$ for spacecraft with three-junction solar cells on a honeycomb frame made of carbon fiber with a polyamide coating with a total thickness of $\approx 6 \text{ mm}$ were given. Tests in the volume of exploitation of the spacecraft in geostationary orbit are recognized as successful. The power in the starting volume was $\approx 60 \text{ kW/m}^2$.

References

- [1] Drondin A.V., Zernov O.D., Yanchur S.V. Sposob izgotovleniya yacheistogo sotovogo zapolnitelya iz kompozitsionnykh materialov [A method of manufacturing a cellular honeycomb aggregate from composite materials]. Patent RF, No. 2623781(13), 2017.
- [2] Rauschenbach G. Spravochnik po proyektirovaniyu solnechnykh batarey [Solar Design Guide]. Moscow, Energoatomizdat, 1983.

ПОДБОР РЕЖИМОВ ФОТОЛИТОГРАФИИ ПРИ ИМПОРТОЗАМЕЩЕНИИ В ТЕХНОЛОГИИ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ФОТОПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ

Е.П. Слыщенко^{1,2}

otdel_17@npp-kvant.ru

Н.Т. Вагапова^{1,2,3}

М.В. Анущенко¹

В.В. Ляпустин¹

¹ АО «НПП «Квант»

² НИТУ «МИСиС»

³ РТУ МИРЭА

Качество контактной структуры трехкаскадных фотоэлектрических преобразователей космического назначения напрямую зависит от правильно проведенной операции

фотолитографии, потому как возникающие при выполнении этой операции дефекты контактной структуры пагубно отражаются на выходных характеристиках прибора, поэтому основной задачей является подобрать оптимальные режимы фотолитографии.

На сегодняшний день из всех существующих видов фотоэлектрических преобразователей (ФЭП) наиболее эффективными из промышленно выпускаемых являются трехкаскадные ФЭП на основе соединений InGaP/InGaAs/Ge . В таких ФЭП за счет использования сложной полупроводниковой эпитаксиальной структуры одновременно идет поглощение трех участков спектра солнечного излучения, что позволяет достигать КПД до 29–30 %, но следует понимать, что достижение такой высокой эффективности преобразования возможно только при высоком совершенстве технологии изготовления ФЭП.

Важнейшими технологическими операциями в многостадийном технологическом цикле изготовления высокоэффективных трехкаскадных ФЭП являются: рост полупроводникового кристалла, создание контактного рисунка на лицевой фотоактивной стороне прибора и осаждение антиотражающего покрытия (АОП). Но если рост и осаждение АОП контролируются и выполняются высокотехнологичными прецизионными установками, то создание контактной металлизации обеспечивается преимущественно ручными процессами [1, 2].

Формирование контактной структуры на лицевой стороне ФЭП имеет свои ограничения и преследует цель соблюсти баланс между площадью контакта, достаточной для полного токосбора и одновременно создающей минимальное затенение фотоактивной области. При некачественной фотолитографии возможны следующие негативные последствия:

- проколы в слое фоторезиста приводят к образованию неконтролируемых центров металлизации, увеличивая при этом затенение фотоактивной области;
- недостаточное проявление рисунка контактов приводит к частичной или полной потере контактной дорожки после удаления слоя фоторезиста;
- неравномерное нанесение слоя фоторезиста приводит к трудностям его последующего удаления.

Именно поэтому процесс создания металлических токосборных контактов на лицевой стороне ФЭП требует особого подхода как с точки зрения высокого профессионализма персонала и точного соблюдения всех технологических режимов процесса фотолитографии, так и с точки зрения качества применяемых материалов.

Последнее требование является наиболее существенным ввиду того, что проверенные временем качественные материалы зачастую оказываются импортного производства, что накладывает соответствующие ограничения и риски. Так, например, для формирования сложного рисунка лицевого токосъемного контакта применяются дорогостоящий импортный фоторезист, который в силу химического состава имеет достаточно короткий срок годности и чувствителен к температурному режиму хранения. При этом в силу такого химического состава данный фоторезист является токсичным веществом, что накладывает дополнительные временные задержки при его поставке. Таким образом, зачастую оказывается, что за несколько месяцев, пока длилась поставка материала, условия хранения не всегда были соблюдены. Это ведет к неконтролируемому ускорению распада химических компонентов фоторезиста и, как следствие, его преждевременному неконтролируемому старению и потере свойств. На практике работа с таким материалом является труднопрогнозируемой и нетехнологичной, а качество изготавливаемой продукции значительно снижается [2–4].

Для преодоления этих трудностей в кооперации с другими отечественными предприятиями, без остановки основного производства, велись расчетно-экспериментальные и технологические работы по подбору отечественных аналогов применя-

емого импортного фоторезиста и связанная с этим подготовка к глубокой модернизации существующей технологии создания трехкаскадных ФЭП.

После кропотливого выбора фоторезиста, удовлетворяющего условиям формирования рисунка контактной структуры фотопреобразователя, к фоторезисту предъявляются следующие требования:

- толщина фоторезиста должна быть не менее 5...7 мкм;
- способность легко удаляться с поверхности пластин после длительного процесса (~ 4 ч), в течение которого происходит воздействие высоких температур (~ 250 °С).

Были проведены эксперименты по подбору фоторезиста и наиболее технологических режимов его использования. Для этого были выполнены на серии образцов следующие опытные работы по подбору:

- скорости и времени вращения центрифуги для обеспечения равномерного нанесения слоя фоторезиста;
- температуры и времени предэкспонированной сушки фоторезиста;
- мощности излучения лампы и времени экспонирования;
- температуры и времени постэкспозиционного задубливания;
- температуры и времени проявления;
- растворы, температуры и времени удаления фоторезиста после процесса осаждения металлических контактов.

Фоторезист, отвечающий требованиям и обладающий наилучшими технологическими свойствами, это фоторезист марки ФН-16У-7 производства ГНЦ «НИОПИК». Режимы, подобранные для фоторезиста:

- температура и время предэкспозиционной и постэкспозиционной сушки — 100...110 °С до 10 мин;
- время экспонирования длительностью до 50 с;
- оптимальный раствор для удаления слоя фоторезиста был выбран на основе ДМФА и разбавленного раствора NaOH.

Таким образом, были достигнуты значимые успехи при работе с негативным отечественным фоторезистом: подобраны близкие к оптимальным толщины нанесения слоя фоторезистивной маски, времена экспонирования, первичного и вторичного задубливания, проявления, найдены несколько альтернативных вариантов смывки фоторезиста.

Достигнутая после продолжительных поисков положительная динамика результатов экспериментальной работы позволяет ожидать в скором времени выпуска первых опытных партий приборов по модернизированному технологическому циклу. В случае, если успехи экспериментальных работ будут достигнуты при выпуске опытных партий приборов и их выходные параметры выдержат проверку по программе испытаний наземной квалификации, то будет достигнут значимый успех (экономический эффект) — снижение себестоимости производства приборов за счет применения более дешевых фоторезистов и понижение рисков возникновения простоев производства из-за перебоев с поставками импортных материалов.

Литература

- [1] Обзор современных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе соединений AlIII/V / Е.В. Слыщенко, А.А. Наумова, А.А. Лебедев и др. // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19. № 2. С. 308–324.
- [2] Пат. 2 610 843(13) Российская Федерация, МПК7 H01L 21/027, H01L 21/312, G03F 7/022, H05K 3/06. Способ взрывной фотолитографии / А.Ф. Ламбакшев, В.Е. Котомина, С.В. Зеленцов и др. № 2015150113; заявл. 23.11.2015; опубл. 16.02.2017 Бюл. № 5. 2 с.
- [3] Ch.-Y. Tseng, Ch.-T. Lee. Improved performance mechanism of III–V compound triple-junction solar cell using hybrid electrode structure // Solar Energy, 2013. Vol. 89. Pp. 17–22.
- [4] Капустин В.И. Материаловедение и технологии электроники. М.: StudRed, 2014, 422 с.

SELECTION OF PHOTOLITHOGRAPHY MODES FOR IMPORT SUBSTITUTIONS PHOTORESIST IN THE TECHNOLOGY OF SOLAR CELLS PRODUCTION

E.P. Slyshchenko^{1,2}

otdel_17@npp-kvant.ru

N.T. Vagapova^{1,2}

M.V. Anushenko¹

V.V. Lyapustin¹

¹ JSC «Scientific Production Enterprise «Kvant»

² National University of Science and Technology MISIS

The quality of the contact structure of multi-stage solar cells (SC) Space purpose directly depends on the correct operation of photolithography, because this causes defects in the contact and semiconductor structure.

References

- [1] Slyshchenko E. V., Naumova A. A., Lebedev A. A., Genali M. A. et al. The review of modern solar cells for space application based on AlInBV materials // Siberian Journal of Science and Technology. 2018. Vol. 19, No. 2. Pp. 308–324.
- [2] Lambakshev A.F., Kotomina V.E., Zelentsov S.V. et al. Spocob vzryvnoy fotolitographii [Explosive photolithography method]. Patent RF, no 2 610 843(13), 2015.
- [3] Ch.-Y. Tseng, Ch.-T. Lee. Improved performance mechanism of III–V compound triple-junction solar cell using hybrid electrode structure // Solar Energy. 2013. Vol. 89. Pp. 17–22.
- [4] Kapustin V.I., Materialovedenie u texnologii elektroniki [Materials science and electronics technology]. Moscow, StudRed Publ., 2014, 422 p.

ОЦЕНКА ЭЛЕКТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ МНОГОКАСКАДНЫХ СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ НА БАЗЕ СПЕКТРАЛЬНЫХ МЕТОДОВ ИССЛЕДОВАНИЯ

М.В. Синева^{1,2}

otdel_17@npp-kvant.ru

Г.С. Воеводкин^{1,2}

Н.Т. Вагапова^{1,2,3}

¹ АО «НПП «Квант»

² НИТУ «МИСиС»

³ РТУ МИРЭА

Представлены результаты исследования спектральных характеристик многокаскадных солнечных элементов (СЭ) для оценки влияния отжига при температуре 160 °С в течение 4 часов на характеристики каскадов структуры. В результате эксперимента было обнаружено, что изменения напряжения холостого хода не наблюдалось, а плотность тока короткого замыкания увеличилась только для нижнего каскада на 2 %.

Современный промышленно-выпускаемый СЭ космического назначения схематически можно представить как трехкаскадную структуру вида GaInP/GaAs/Ge с коэффициентом полезного действия порядка 30 % [1]. Данный СЭ является основным функциональным элементом фотогенирующей части большинства солнечных батарей, эксплуатируемых в составе космических аппаратов (КА) различного назначения.

Было обнаружено, что СЭ с низкими характеристиками после короткого воздействия повышенной температуры улучшают свои характеристики, в связи с чем было предложено рассмотреть высокотемпературный отжиг. Данный способ позволяет частично улучшить электрические характеристики СЭ благодаря аннигиляции внутренних дефектов типа «пары Френкеля», которые могли возникнуть в полупроводниковой структуре [2].

Для подбора оптимальных условий отжига необходимо разработать методику оценки характеристик СЭ до и после процессов отжига, которая дополнит вольт-амперную характеристику (ВАХ), экспресс-метод измерения электрических характеристик каждого СЭ, и позволит определить вклад отдельных каскадов.

В работе была предложена методика оценки характеристик СЭ до и после процессов отжига. Методика исследования включает в себя три метода исследования — электролюминесцентную спектроскопию, съемку спектра внешнего квантового выхода фотоотклика ($Q_{\text{вн}}$) и ВАХ. Первый метод основан на съемке спектров в результате излучательной рекомбинации электронов и дырок в полупроводниковом материале при пропускании через СЭ постоянного тока в прямом направлении. Второй метод съемки базируется на получении отклика от конкретного каскада с помощью засветки структуры СЭ таким образом, чтобы исследуемый каскад выдавал наименьший фототок и, следовательно, ограничивал ток всего СЭ [3, 4].

Методику оценки электрических параметров каскадов СЭ условно можно разделить на несколько этапов:

- для каждого каскада СЭ рассчитывается плотность тока короткого замыкания ($J_{\text{кз}}$) из спектральной зависимости $Q_{\text{вн}}$;

- определяется напряжение холостого хода ($U_{\text{хх}}$) каждого каскада СЭ без учета «напряжения смещения». Строится зависимость пиков электролюминесценции от плотности тока инжекции ($J_{\text{инж}}$). Проводится аппроксимация кривой и определяется напряжение для каждого каскада при минимальной $J_{\text{инж}}$ по уравнению, выведенному из уравнения оптоэлектронного соотношения спектральной взаимности, приведенного в работах [3, 4];

- учитывается «напряжение смещения». Определяется напряжение для каждого каскада при $J_{\text{инж}}$ равной $J_{\text{кз}}$, рассчитанного из спектра $Q_{\text{вн}}$. Из суммы напряжений каскадов, определенных из электролюминесцентной спектроскопии при $J_{\text{инж}}$ равной $J_{\text{кз}}$ вычитается экспериментальная величина $U_{\text{хх}}$ СЭ, полученная из измеренной ВАХ.

Проведены экспериментальные работы с применением термического отжига СЭ в течение четырех часов при температуре 160 °С. В результате отжига $J_{\text{кз}}$ верхнего и нижнего каскадов увеличилась на 0,16 % и 1,70 % соответственно, обратная ситуация для среднего каскада. Для величины $U_{\text{хх}}$ изменений не наблюдалось. Отклонение теоретической величины $J_{\text{кз}}$ СЭ от экспериментальной составило в среднем 5 %. Аналогичное для $U_{\text{хх}}$ — 1,1 %. Таким образом, предложенная методика позволяет оценить минимальные изменения, происходящие в структуре СЭ.

Результаты экспериментального отжига показали, что для восстановления структуры СЭ необходимо применять более высокие температуры и увеличить время отжига.

Работы в данном направлении предлагается продолжить, так как это может помочь снизить технологические потери из-за низких значений характеристик.

Литература

- [1] Обзор современных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе соединений AlInBV / Е.В. Слыщенко, А.А. Наумова, А.А. Лебедев и др. // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2. С. 308–324.

- [2] Gallium arsenide solar cells grown at rates exceeding $300 \mu\text{m/h}$ by hydride vapor phase epitaxy / W. Metaferia, K.L. Schulte, J. Simon et al. // NATURE COMMUNICATIONS. 2019. Pp. 1–8.
- [3] Subcell light current-voltage characterization of irradiated Multijunction solar cell / D. Walker, J. Nocerino, Y. Yue, C. J. Mann et al. // E3S Web of Conferences 16. 2017. Pp. 1–3.
- [4] Thorough subcells diagnosis in a multi-junction solar cell via absolute electroluminescence-efficiency measurements / C. Shaoqiang, L. Zhu, Y. Masahiro et al. // Scientific Reports. 2015.

ELECTRIC PARAMETERS OF MULTIUNCTION SOLAR CELLS ESTIMATION USING THE SPECTRAL RESEARCH METHODS

M.V. Sineva^{1,2}

otdel_17@npp-kvant.ru

G.S. Voevodkin^{1,2}

N.T. Vagapova^{1,2,3}

¹ JSC «Scientific Production Enterprise "Kvant"»

² NUST MISIS

³ RTU MIREA

The results of the spectral characteristics research of multijunction solar cells (SC) are presented to estimate the effect of annealing at a temperature of 160°C for 4 hours. As a result, open circuit voltage remains the same, and the short circuit current density increased only for the lower junction.

References

- [1] Slyshchenko E. V., Naumova A. A., Lebedev A. A., Genali M. A. et al. The review of modern solar cells for space application based on AIIIbV materials. Siberian Journal of Science and Technology, 2018. Vol. 19, NO 2. Pp. 308–324.
- [2] Gallium arsenide solar cells grown at rates exceeding $300 \mu\text{m/h}$ by hydride vapor phase epitaxy / W. Metaferia, K.L. Schulte, J. Simon et al. // NATURE COMMUNICATIONS. 2019. Pp. 1–8.
- [3] Subcell light current-voltage characterization of irradiated Multijunction solar cell / D. Walker, J. Nocerino, Y. Yue, C. J. Mann et al. // E3S Web of Conferences 16. 2017. Pp. 1–3.
- [4] Thorough subcells diagnosis in a multi-junction solar cell via absolute electroluminescence-efficiency measurements / C. Shaoqiang, L. Zhu, Y. Masahiro et al. // Scientific Reports. 2015.

СПОСОБ ВОССТАНОВЛЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК СОЛНЕЧНЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ ПОСЛЕ СРОКА АКТИВНОГО СУЩЕСТВОВАНИЯ

Г.С. Воеводкин^{1,2}

otdel_17@npp-kvant.ru

М.В. Синева^{1,2}

Н.Т. Вагапова^{1,2,3}

¹ АО «НПП «Квант»

² НИТУ «МИСиС»

³ РТУ МИРЭА

Проведены экспериментальные работы по исследованию влияния изохорного отжига при температуре 310°C на каскады радиационно-облученных солнечных элементов (СЭ). В результате эксперимента было обнаружено, что напряжение холостого хода ($U_{\text{хх}}$) СЭ увеличилось на 6,5 %, а плотность тока короткого замыкания ($J_{\text{кз}}$) возросла на 4,5 %.

В настоящее время первичным источником питания космических аппаратов являются солнечные батареи (СБ) из высокоэффективных трехкаскадных СЭ с полупроводниковой структурой InGaP/InGaAs/Ge [1].

При проектировании СБ учитывается их деградация (в результате воздействия различных факторов космического пространства), чтобы обеспечить необходимую выходную мощность в конце срока активного существования (САС). В некоторых случаях период функционирования СБ может превышать САС. Кроме того, материалы, из которых изготавливаются СБ, — дорогостоящие, и самое важное — являются малораспространенными на Земле. Так, германий, являясь основным компонентом СЭ, суммарно составляет около 0,84 кг на 1 м² СБ и при этом его общее содержание в Земной коре составляет $1,5 \cdot 10^{-4}$ % по массе.

В связи с этим предлагается способ восстановления характеристик СЭ для вторичного использования. Одним из таких способов может стать изохорный отжиг, благодаря которому произойдет аннигиляция радиационных дефектов в полупроводниковой структуре в течение короткого промежутка времени [2].

Метод предлагается использовать на СБ, возвращенных на Землю в конце САС. В дальнейшем данные СБ могут быть переквалифицированы для наземного применения, а после отправлены на переработку для выделения чистого Ge, Ga, As и других элементов. Такой метод позволит создать дополнительную ресурсную базу для обеспечения производства различных полупроводниковых приборов. Также одним из преимуществ является улучшение экологической обстановки космического пространства благодаря снижению объема космического мусора — большое число отработанных КА, вращающихся вокруг Земли [3].

В данной работе проводились эксперименты по отработке методики улучшения электрических характеристик СЭ, обученных электронами с энергией 1 МэВ при флюенсе $3 \cdot 10^{14}$ см⁻², с помощью изохорного отжига при температуре 310 °С в течение 4 минут. Для исследования СЭ использовались методы, представленные в работе [4]. До и после отжига измерялась вольт-амперная характеристика (ВАХ) СЭ, проводилась съемка спектров электролюминесценции и внешнего квантового выхода фотоотклика. Далее с использованием полученных данных и оптоэлектронного соотношения спектральной взаимности строится ВАХ для каждого каскада СЭ и оценивается степень изменения электрической характеристики.

Для проведения изохорного отжига использовалась трубчатая печь с инфракрасным нагревом при нормальном давлении в атмосфере воздуха. Образцы СЭ устанавливались в кварцевую лодочку, которая располагалась в кварцевой колбе.

В результате отжига $J_{\text{кз}}$ значительно увеличилась для среднего (лимитирующего СЭ по току) и нижнего каскадов, на 13 % и 22 % соответственно. Для верхнего каскада $J_{\text{кз}}$ восстановление было относительно слабым — всего на 3 %. Изменение $U_{\text{хх}}$ было существенно для нижнего каскада (около 38 %), однако повышение данного параметра не представляет значительного вклада по $U_{\text{хх}}$ для всего СЭ. Для остальных каскадов рассматриваемая величина увеличилась в среднем на 5 % для каждого. Таким образом, удалось поднять электрические параметры СЭ: $J_{\text{кз}}$ на 4,5%, $U_{\text{хх}}$ на 6,5%. КПД отожженного СЭ возросло на 2 %.

В работе предложена методика повышения электрических параметров многокаскадных СЭ с помощью проведения изохорного отжига. Также было оценено изменение электрических характеристик каждого каскада СЭ с помощью спектральных методов исследования. Проведена успешная апробация методики, которая позволит улучшить характеристики радиационно-облученных СЭ разного размера.

В дальнейшем планируется исследование влияния изохорного отжига на СЭ с защитным стеклом.

Литература

- [1] Обзор современных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе соединений AlGaInP / Е.В. Слыщенко, А.А. Наумова, А.А. Лебедев и др. // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19, № 2. С. 308–324.
- [2] Seonyong Park. Irradiation effect in triple junction solar cells for spatial applications Atomic Physics [physics.atom-ph]. Université Paris-Saclay, 2018. English.
- [3] Зернов А.С., Николаев В.Д. Опыт эксплуатации солнечных батарей служебного модуля международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2016. № 1 (12).
- [4] Subcell light current-voltage characterization of irradiated multijunction solar cell D. Walker, J. Nocerino, Y. Yue, et al. // E3S Web of Conferences 16.

METHOD OF RESTORING ELECTRICAL CHARACTERISTICS OF SOLAR CELLS FOR SPACE PURPOSE AFTER THE END OF LIFE

G.S. Voevodkin ^{1,2}

otdel_17@npp-kvant.ru

M.V. Sineva ^{1,2}

N.T. Vagapova ^{1,2,3}

¹ JSC «Scientific Production Enterprise «Kvant»

² NUST MISIS

³ RTU MIREA

Experimental work was carried out to research the effect of isochoric annealing at a temperature of 310 °C on the p-n-junction of irradiated solar cells (SC). As a result, it was found that the open circuit voltage (Uoc) increased by 6,5 %, and the short circuit current density (Jsc) increased by 4,5 %.

References

- [1] The review of modern solar cells for space application based on AlGaInP materials / E. V. Slyshchenko, A. A. Naumova, A. A. Lebedev, et al. // Siberian Journal of Science and Technology. 2018. Vol. 19, No. 2. Pp. 308–324.
- [2] Seonyong Park. Irradiation effect in triple junction solar cells for spatial applications Atomic Physics [physics.atom-ph]. Université Paris-Saclay, 2018. English.
- [3] Zernov A.S., Nikolayev V.D. Experience of operating solar arrays on the service module of the international space station // Space technics and technology. 2016. No. 1 (12).
- [4] Subcell light current-voltage characterization of irradiated multijunction solar cell D. Walker, J. Nocerino, Y. Yue, et al. // E3S Web of Conferences 16. 2017.



СЕКЦИЯ 5. ПРИКЛАДНАЯ НЕБЕСНАЯ МЕХАНИКА И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ

АКАДЕМИК Т.М. ЭНЕЕВ — ПИОНЕР ОСВОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Г.К. Боровин

borovin@keldysh.ru

Ю.Ф. Голубев

А.В. Грушевский

А.Г. Тучин

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Представлены материалы о выдающемся ученом в области механики космического полета, одном из основателей современной динамики космического полета. Тимур Магометович скончался 8 сентября 2019 г., не дожив две недели до 95-летнего юбилея (он родился 23 сентября 1924 г.). Научные методы, развитые Т.М. Энеевым, составляют золотой фонд отечественной аэродинамики и успешно применяются для осуществления самых смелых российских проектов исследования космического пространства.

Академик Тимур Магометович Энеев — выдающийся ученый в области небесной механики, один из основателей современной механики космического полета. Ему принадлежит выдающаяся роль в разработке и осуществлении многолетней программы космических исследований в нашей стране по изучению космического пространства, Луны и планет Солнечной системы.

Вместе с Д.Е. Охоцимским Т.М. Энеев внес выдающийся вклад в разработку теоретических основ космонавтики. Впервые в мире им были поставлен и решен ряд задач оптимизации выведения ракет на орбиту, разработана теория орбит искусственных спутников Земли.

Т.М. Энееву принадлежат приоритетные постановки и исследования в области теории определения траекторных параметров и орбит космических аппаратов по данным измерений.

Тимур Магометович Энеев обладал удивительным даром в критический момент исследования проблемы или разработки проекта "выдать" спасительную идею. В качестве подтверждения приведем перечень ключевых работ в области прикладной небесной механики, выполненных Тимуром Магометовичем:

- постановка и решение задачи оптимизации активного участка ракетной траектории;
- исследование вековых возмущений орбит искусственных спутников Земли;
- определение времени существования спутника, испытывающего аэродинамическое торможение;
- постановка и практическое решение задачи определения параметров движения космических аппаратов по данным траекторных измерений;
- исследование динамики спуска космического аппарата сферической формы в атмосфере Земли, которое имело решающее значение при выборе конструкции аппарата для полета первого космонавта Ю.А. Гагарина;
- предложение способа выведения космического аппарата на траекторию перелета к планетам с орбиты низколетящего спутника Земли, использующегося по настоящее время.

– предложение метода транспортирующей траектории для расчетов межпланетных космических полетов с двигателями малой тяги.

Общеизвестен также целый ряд других эвристических идей и решенных задач теории и практики космического полета, принадлежащих Т.М. Энееву.

За этими лаконичными строками кроется яркая, порой полная драматизма и страсти история научного созидания Тимура Магомедовича, плоды которого легли в основу многих достижений отечественной космонавтики.

Впечатляющие результаты были получены Т.М. Энеевым при решении ряда ключевых проблем космогонии. Это — исследование эволюции галактик, формирования их пространственной структуры при гравитационном взаимодействии, образование Солнечной системы. Им была построена новая космогоническая модель, объясняющая образование планет и их собственного вращения.

В связи с проблемой существования астероидной опасности для Земли Т.М. Энеев занялся изучением проблемы миграции малых тел Солнечной системы из ее дальних областей в окрестность Земли. Им предложены методы борьбы с астероидной опасностью для Земли. В связи с астероидной опасностью для Земли он занялся также исследованием проблемы полетов к малым телам Солнечной системы, в том числе с использованием двигателей малой тяги. И здесь им также получены фундаментальные результаты, имеющие практическое приложение.

Практически важные и нетривиальные исследования были развиты им и его учениками в самых актуальных современных направлениях науки и техники, таких как молекулярная биология, экология, развитие компьютерных технологий.

Научные методы, развитые Т.М. Энеевым, составляют золотой фонд отечественной астродинамики и активно используются при планировании и осуществлении самых смелых российских проектов по исследованию космического пространства.

Результаты его выдающихся работ в области астродинамики, космогонии, теории оптимального управления были отмечены правительственными наградами. Тимур Магомедович — лауреат Ленинской премии (1957), награжден Орденом Ленина (1961), Орденом Трудового Красного Знамени (1956, 1974), Орденом Октябрьской Революции (1984), Орденом Почета (2005 год). Он был удостоен наград Российской академии наук: премии имени Ф.А. Цандера (1992), Золотой медали имени М.В. Келдыша (2011), а также удостоен Демидовской премии (2006).

О международном признании заслуг Т.М. Энеева свидетельствует присвоение имени «Энеев» малой планете № 5711 Солнечной системы.

ACADEMICIAN T.M. ENEEV — PIONEER OF SPACE EXPLORATION

G.K. Borovin

Yu.F. Golubev

A.V. Grushevskii

A.G. Tuchin

borovin@keldysh.ru

Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS

The paper presents the scientific legacy of the modern outstanding celestial mechanic, the founder of the modern astrodynamics. Timur Magomedovich died on September 8, 2019, two weeks prior his 95th Anniversary (he was born on September 23, 1924). Scientific methods developed by T.M. Eneev are the some of the main pillars of the Golden Fund of Russian astrodynamics, still being successfully used for the most daring Russian space exploration projects implementation.

ВОСПОМИНАНИЯ О РАБОТЕ ПО СИСТЕМЕ АВТОНОМНОЙ НАВИГАЦИИ ПРОЕКТА Л1 ПИЛОТИРУЕМОГО ОБЛЕТА ЛУНЫ

В.В. Ивашкин^{1,2}

lvashkin@keldysh.ru

В.А. Шаров²

¹ ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

В докладе описана работа по созданию системы автономной навигации, выполненная в 1966–1968 гг. в Центральном конструкторском бюро экспериментального машиностроения Министерства общего машиностроения и в Институте прикладной математики Академии наук СССР для проекта Л1 пилотируемого облета Луны. Основное внимание уделено разработке алгоритма навигации. Отмечена ведущая роль Т.М. Энеева в создании алгоритма.

Систему автономной навигации для проекта Л1 пилотируемого облета Луны было решено разработать с целью повысить надежность успешной посадки экипажа при входе корабля в атмосферу Земли даже при потере связи с Землей. В качестве прибора для получения оптических измерений предполагалось использован секстант, позволявший космонавтам на борту определять углы возвышения известных звезд над горизонтами Земли и Луны [1, 2]. Для выполнения необходимых расчетов по определению орбиты полета КА и уставок на приборы системы управления была разработана первая в СССР космическая, на микросхемах бортовая цифровая вычислительная машина (БЦВМ) «Салют-1». В памяти БЦВМ были заданы характеристики 514 звезд со звездной величиной $m \leq 4$. Для космонавтов каталог звезд давался в навигационном журнале. В докладе приводятся основные характеристики БЦВМ. Описаны основные особенности разработанного в Институте прикладной математики Академии наук СССР (ИПМ АН СССР) под руководством Т.М. Энеева алгоритма навигации. Алгоритм давал возможность (после ручного, с помощью специального пульта, введения космонавтом измерительной информации в БЦВМ) вычислять на борту элементы орбиты КА, параметры коррекций траектории на всех участках полета для обеспечения надежного входа КА в атмосферу Земли.

Орбита космического аппарата КА определялась по бортовым измерениям с помощью универсального алгоритма на основе метода наименьших квадратов. Полет КА проходил в сложном гравитационном поле Земли (с учетом ее сжатия), Луны, Солнца. Для достижения необходимой высокой точности расчета орбиты (~5...10 км по высоте условного перигея при входе в атмосферу [3, 4]) учитывались возмущения на основе интегрирования уравнений движения КА методом Энке. Алгоритм навигации, разработанный в ИПМ АН СССР, был далее реализован на БЦВМ «Салют-1» — силами, в основном, Центрального конструкторского бюро экспериментального машиностроения Министерства общего машиностроения (ЦКБЭМ МОМ).

Отмечены проблемы, связанные с реализацией алгоритма на существовавшей в то время БЦВМ: реализация сложного алгоритма на вычислительной машине с малой оперативной памятью (64 ячейки), проблема времени расчета на машине с малым быстродействием, фиксированность запятой для чисел на БЦВМ и пр. Проблемы были преодолены [1–3], алгоритм был реализован на БЦВМ. Для отладки и испытаний системы, а также тренировок экипажей в ЦКБЭМ был спроектирован и создан специальный стенд, состоявший из реальной БЦВМ «Салют-1» с пультом и программной модели (на УЦВМ типа М-20) космической среды при полете КА 7К-Л1 и бортовых измерений. После отладки алгоритмов и программ до полета автоматических КА Л1 (зондов № 5 – № 8) на стенде проводились отработка и испытания системы с участием ЦКБЭМ МОМ,

ИПМ АН СССР и космонавтов — кандидатов для полета на пилотируемом корабле 7К-Л1 (Макаров О.Г., Леонов А.А., Рукавишников Н.Н., Быковский В.Ф., Севастьянов В.И., Попович П.Р.).

Испытания системы, проведенные разработчиками и космонавтами на наземном тренажере, в частности, во время четырех полетов вокруг Луны автоматического варианта аппарата (КА «Зонд 5 — Зонд 8») в 1968–1970 гг., показали, что разработанная бортовая система навигации по быстродействию и точностям определения орбиты и коррекции удовлетворяла поставленным требованиям и практически не уступала системе навигации наземного комплекса. В заключение приведена информация о коллективе разработчиков системы автономной навигации, «душой» которого был Т.М. Энеев.

Литература

- [1] Энеев Т.М., Ивашкин В.В., Шаров В.А., Багдасарян Ю.В. Система автономной навигации «Альфа» проекта пилотируемого облета Луны Л-1. XXXII Академические Чтения по Космонавтике. Москва, 29 января — 1 февраля 2008 г. ИПМ им. М.В.Келдыша РАН. URL: https://keldysh.ru/papers/2008/source/article/Chten_08.pdf. 20 с.
- [2] Timur M. Eneev, Vyacheslav V. Ivashkin, Victor A. Sharov, Jury V. Bagdasaryan. Spase autonomous navigation system of Soviet project for manned fly by Moon // Acta Astronautica. 2010. Vol. 66. P. 341–347.
- [3] Носкин Г. Первые БЦВМ космического применения и кое-что из постоянной памяти. Санкт-Петербург: ООО «Реноме», 2011. 268 с.
- [4] Черток Б.Е. Ракеты и люди. Горячие дни «холодной войны». М.: РТСофт, 2007. 768 с.

MEMORIES ABOUT WORK ON THE AUTONOMOUS NAVIGATION SYSTEM OF THE PROJECT L1 FOR A MANNED FLY TO THE MOON

V.V. Ivashkin¹
V.A. Sharov²

Ivashkin@keldysh.ru

¹ Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS

² Bauman Moscow State Technical University

The presentation describes the work on creating an autonomous navigation system performed in 1966–1968 at the Institute of Applied Mathematics of the USSR Academy of Sciences and at the Central Design Bureau of Experimental Engineering of the Ministry of General Engineering for the L1 Project of a manned fly by the Moon. The focus is on developing a navigation algorithm. The leading role of T.M. Eneev in the creation of the algorithm is showed.

ВКЛАД Т.М. ЭНЕЕВА В ПЛАНЕТНУЮ КОСМОГОНИЮ

С.И. Ипатов

siipatov@hotmail.com

Институт геохимии и аналитической химии им. В.И. Вернадского РАН

Рассматривается вклад Тимура Магомедовича Энеева в модели формирования планет Солнечной системы и обсуждаются современные представления о роли разреженных сгущений в процессе формирования планет. Отмечается, что Т.М. Энеевым был предсказан пояс тел за орбитой Нептуна, который был позже открыт. Рассказывается о роли Тимура Магомедовича как научного руководителя.

Т.М. Энеев как научный руководитель и как человек. Академик Тимур Магомедович Энеев (23 сентября 1924 г. — 8 сентября 2019 г.) известен больше всего своими работами, связанными с освоением космического пространства. Т.М. Энеев занимался и другими задачами. Например, он также изучал формирование галактик и образование Солнечной системы, работал над некоторыми проблемами генетики. Мне посчастливилось быть его учеником. Будучи студентом, я проследовал его интересам от теории управления до образования Солнечной системы. На 3–4-м курсах темой моих курсовых работ было использование теории игр в целях управления космическими аппаратами. Вторым игроком — ошибки. В это время появились работы Т.М. Энеева и Н.Н. Козлова по образованию спиральных галактик. Участники семинаров с огромным интересом смотрели их фильм, в котором около галактического диска пролетало массивное тело и образовывалась спиральная галактика. Расчеты проводились в рамках многих задач трех тел: пролетающее небесное тело, центр галактики и каждый объект диска. В начале моего обучения на 5-м курсе Энеев сказал, что теорией управления и так много народу занимается, и предложил написать более аккуратный алгоритм моделирования образования галактик, учитывающий дополнительно взаимное гравитационное влияние объектов диска. К новому году, когда вариант алгоритма был написан, Тимур Магомедович сказал, что есть гораздо более интересные задачи по образованию Солнечной системы. В качестве дипломной работы он предложил рассмотреть эволюцию астероидного пояса с учетом взаимного гравитационного влияния астероидов методом сфер. После окончания мехмата МГУ я стал работать в секторе Т.М. Энеева в Институте прикладной математики АН СССР. Психологически опыт переключения между различными задачами, полученный в студенческие годы, мне помог позже, когда, работая 12 лет по грантам за границей, каждые год-два я переключался на совершенно разные темы (например, образование звезд, изучение атмосфер экзопланет, удаление следов космических лучей со снимков, алгоритмы для поиска экзопланет и пр.). Имея весьма смутное представление о том, чем я буду заниматься в гранте, я подавал заявку руководителям зарубежных грантов на участие, будучи уверенным, что никаких особых проблем в решении поставленных задач у меня не будет. Руководители грантов тоже в это верили.

Ко времени моего прихода в ИПМ АН СССР Т.М. Энеев и Н.Н. Козлов работали над предложенной ими моделью образования планет Солнечной системы, в которой разреженные сгущения сталкивались между собой, образуя гигантские разреженные сгущения, которые сжимались, образуя планеты. Энеев предложил мне развивать тему моей дипломной работы об эволюции астероидного пояса. Однако, увидев, как Энеев и Козлов работают над своей моделью, я по своей инициативе стал тоже заниматься моделью образования планет, но в рамках классической твердотельной модели аккумуляции планет. Это как в воспитании детей: важнее собственный пример, чем указания. Тимур Магомедович говорил: «Кто-то из нас двоих должен быть не прав. Не может быть, чтобы не прав был я. Значит — не прав ты». Тем не менее он не препятствовал моим исследованиям. Большинство сотрудников Института прикладной математики занимались прикладными задачами, поэтому достаточно было Т.М. Энееву разрешить руководству отдела занять меня более прикладными задачами, и я быц стал заниматься другими проблемами. В отделе Д.Е. Охоцимского такая привилегия молодым сотрудникам заниматься своими теоретическими задачами, по-моему, была только в секторе Т.М. Энеева. Например, в отдел приходили на работу бывшие аспиранты профессора В.В. Белецкого, но их направляли работать в группы, занимавшиеся другими, более прикладными задачами, чем задачи Белецкого. Такую «крышу» для свободных занятий наукой в отделе мог обеспечить только Тимур Магомедович. Несмотря на то что мы были сторонниками разных моделей, наши личные отношения были более неформальными, чем у некоторых сотрудников, с которыми Энеев занимался одной и

той же задачей. Уже не работая в ИПМ, я мог позвонить Т.М. Энееву и приехать к нему домой в гости, просто встретиться и поговорить. Как-то при встрече с академиком Р.А. Сюняевым я сказал ему: «Вы меня, конечно, не знаете». На что Сюняев ответил: «Почему же — знаю. Вас Энеев и Мазер хвалили» (Джон Мазер — лауреат Нобелевской премии по физике, с которым я опубликовал несколько статей). Я больше не слышал о таких случаях, чтобы начальник разрешал заниматься подчиненным тем, что не согласуется с его взглядами. Зарубежные ученые говорили мне, что у них такое невозможно. Отношение Т.М. Энеева к подчиненным было примером демократизма и уважением к другому мнению.

Работы Т.М. Энеева по планетной космогонии и современные представления о формировании и строении Солнечной системы. В модели Т.М. Энеева и Н.Н. Козлова [1] считалось, что протопланетный диск разбивался на множество сгущений, которые достаточно плотно заполняли диск. В настоящее время считается (см. обзор в [2]), что сгущения могли образовываться в разное время и на различных расстояниях между ними могли быть гораздо больше их размеров. В современных работах часто считается, что размеры начальных сгущений могли быть гораздо больше, чем полагалось в 1980-е гг. и, по оценкам некоторых авторов, массы сгущений могли достигать массы Марса. Хотя сейчас не рассматривают формирование планет с их современными массами при сжатии сгущений, но многие ученые рассматривают гораздо большие массы сгущений, чем это считалось ранее в рамках твердотельной модели. Например, С.И. Ипатов считает [2, 3], что масса сгущения, из которого образовались зародыши Земли и Луны, могла быть порядка 0,01...0,1 от современной массы Земли, а массы сгущений, образовавших зародыши Марса и Меркурия, могли быть в несколько раз меньше современных масс этих планет.

Еще до открытия первых транснептуновых объектов Т.М. Энеев считал [4], что существует пояс тел за орбитой Нептуна. Он старался организовать в СССР поиски транснептуновых объектов. Первый объект транснептунового пояса был открыт в 1992 г., более чем через 10 лет после публикаций Т.М. Энеева. В настоящее время каталог малых планет включает более 500 нумерованных (орбиты которых хорошо известны) и более 2000 нenumерованных транснептуновых объектов.

Малая планета 5711 Энеев, названная в честь Т.М. Энеева, продолжает свой путь в Солнечной системе.

Работа выполнена в рамках госзадания ГЕОХИ РАН.

Литература

- [1] Энеев Т.М., Козлов Н.Н. Модель аккумуляционного процесса формирования планетных систем. Численные эксперименты // *Астрономический вестник*. 1981. Т. 15, № 2. С. 80–94.
- [2] Ипатов С.И. Формирование зародышей Земли и Луны из общего разреженного сгущения и их последующий рост // *Астрономический вестник*. 2018. Т. 52, № 5. С. 411–426.
- [3] Ипатов С.И. Вероятности столкновений планетезималей из различных областей зоны питания планет земной группы с формирующимися планетами и Луной // *Астрономический вестник*. 2019. Т. 53, № 5. С. 349–379.
- [4] Энеев Т.М. О возможной структуре внешних (занептунных) областей солнечной системы // *Письма в Астрономический журнал*. 1980. Т. 6, № 5. С. 295–300.

CONTRIBUTION OF T.M. ENEEV TO PLANETARY COSMOGONY

S.I. Ipatov

siipatov@hotmail.com

Vernadsky Institute of Geochemistry and Analytical Chemistry
of Russian Academy of Sciences

The contribution of Timur Magometovich Eneev to the model of formation of the planets of the solar system is studied, and modern ideas about the role of rarefied condensations in the process of planet formation are discussed. It is noted that T.M. Eneev predicted a belt of bodies beyond the orbit of Neptune, which was later discovered. The role of Timur Magometovich as a scientific adviser is described.

ТИМУР МАГОМЕТОВИЧ ЭНЕЕВ — УЧЕНЫЙ И ЧЕЛОВЕК

Г.Б. Ефимов¹

efimov@keldysh.ru

М.В. Ефимова²

gencodkiam@mail.ru

Н.Н. Козлов¹

¹ ИПМ им. М.В. Келдыша

² Государственный университет управления

Рассмотрены вклады Тимура Магометовича Энеева, замечательного ученого, эту эстафету космоса в достижения нашей и мировой науки: запуске первого спутника Земли, полете Гагарина, полетах к Луне и планетам, а также в решение проблем космогонии и биологии. Энеев — и общественный деятель, философ «русского космизма».

Тимур Магометович Энеев (23.09.1924–08.09.2019) — великий ученый, труды которого внесли очень большой вклад в осуществление выхода человека в космос. Исследовал он и тайны гена. Был представителем «русского космизма» в наши дни — своими трудами, энтузиазмом, философским осмыслением [1–4].

Родился Тимур Магометович в городе Грозном, во время эвакуации при аварии на заводе потерял правую руку. Вся жизнь и деятельность его была связана с Институтом прикладной математики Академии наук (Отделением прикладной математики Математического Института АН, (ОПМ МИАН), ИПМ АН СССР, ИПМ им.М.В. Келдыша РАН), 5-м Отделом. В них вместе с ОКБ С.П. Королёва и другими организациями рассчитывали траектории полетов искусственных спутников Земли (ИСЗ), полетов к Луне и планетам, полета человека в космос, создавалась новая наука — динамика космического полета, космонавтика [1–3].

Первый искусственный спутник Земли. Запуск первого ИСЗ 4 октября 1957 г. — начало космической эры. Создание ракет, способных перелететь океан, было вызвано безопасностью страны. Еще до создания ОПМ МИАН Т.М. Энеев получил оптимальный закон управления направлением оси ракеты. Вместе с оптимальным законом управления тягой, найденным Д.Е. Охоцимским, это давало при выведении на орбиту прибавку 10 % в полезном весе. В 1957 г. ракета «Р7» успешно прошла испытания, и Королёв, Келдыш вместе с сотрудниками — энтузиастами освоения космоса — срочно начали подготовку запуска спутника. В это время США планировали запуск своего спутника, и даже был создан фильм о спутнике Земли, его посмотрело 40 миллионов человек в мире. Но когда полетел советский спутник, его встретили с огромным энтузиазмом. Всплеск энтузиазма был неожиданным — как для ученых, так и для политиков. Американский министр Вильсон, оправдываясь, заявил: «Подумаешь, железка

летает». Он как специалист был прав, но реакция в мире вскоре заставила его уйти в отставку. Успех советских ученых и инженеров повысил престиж страны, советских людей.

Баллистический спуск космонавта с орбиты. В 1953 г. Энеев кроме текущих дел занялся исследованием возможности баллистического спуска КА и космонавта с орбиты на Землю. Задача сложная: при входе аппарата в атмосферу с большой скоростью возникают сильные перегрузки и нагрев КА и неизвестно, сможет ли человек это вынести. Все считали, что для спуска нужен аппарат с крыльями. Т.М. Энеев, проведя расчеты, пришел к выводу, что перегрузки и нагрев лежат в допустимых для космонавта границах, баллистический спуск человека с орбиты возможен. Его результаты повторили и подтвердили смежники, проект пошел в работу. Так был открыт путь человеку в космос, и полет Гагарина совершился 12 апреля 1961 г. меньше чем через 4 года после первого ИСЗ. После полета Гагарина Джон Кеннеди сказал сотрудникам: «Вы думаете, это успех советского ВПК? Нет, это русская школа» (в образовании и науке). Вскоре в США провели реформу высшей школы.

Значение работы Энеева для полета человека в космос мало кому известно. Сама работа, расчеты и выводы были отражены только в его отчете, дальше работа шла по постановлениям высоких инстанций. Когда часть пионерских работ сотрудников 5-го отдела ИПМ вошла в том трудов М.В. Келдыша «Ракеты и Космонавтика», отчет президента США в него не вошел. О вкладе Энеева в полет человека в космос знало немного лиц. При представлении Энеева на Демидовскую премию в 2006 г. академик Н.Н. Красовский подтвердил: «Я знаю, что это сделал Энеев».

Многие ветераны космонавтики, готовившие полет Гагарина, не знают о значении трудов Энеева и об участии в осуществлении полета работ баллистиков из ИПМ. Вопрос о принципиальной возможности простого спуска КА в атмосфере был решен на самом раннем этапе работ. Дальше стоял вопрос, как его осуществить, и проблем было много. Их решали инженеры, работы были засекречены, каждый знал свою область работы, да и некогда было — темп работ, их объем были очень большими. Проблема — можно ли спускать с орбиты КА без крыльев — не возникало: мы работаем над деталями спуска — значит все ясно.

В 1990-е гг. отчет Т.М. Энеева был рассекречен. Г.Н. Езерова получила у него комментарии к отчету и опубликовала их. Но широкому кругу они по-прежнему мало известны. В 1990-е гг. во многих организациях прошло уничтожение архивов. Это мешает достоверно узнавать об истории наших достижений в космической области и о роли в них ученых ИПМ.

Разработка методов в задачах баллистики. Запуск первого спутника и следующих ИСЗ и КА поставил много вопросов: о расчетах траекторий перелетов, наблюдении, определении по ним траектории полета т. д. Методы астрономии требовали серьезных дополнений: в астрономии измеряют угловые дуги на небесной сфере, а для ИСЗ — средствами радиотехники радиальные дальности и скорости. ИСЗ перемещаются на небесной сфере быстрее, чем небесные тела и т. д. Энеев развил новые методы с учетом специфики траекторий КА, наблюдения и их обработки с помощью вычислений на ЭВМ [2, 3].

Определение траектории ИСЗ или перелета КА к планетам по данным измерений приводится к решению нелинейной многомерной краевой задачи. Она сводится к минимизации рассогласования измеренных значений векторов координат и скоростей КА с их значениями на его расчетной орбите. Нелинейность задач приводила к большим трудностям. Тимур Магомедович предложил методы, сильно облегчающие процесс их решения [2]. Он внес важный вклад в полеты к Луне и планетам. Запуск к ним он предложил проводить через промежуточную орбиту ИСЗ. Разрешил вопрос определения траекторий полета к ним, сложный из-за очень большой удаленности КА и планеты от Земли.

Расчет траекторий полетов КА с малой тягой. В начале 1960-х гг. возник интерес к двигателям «малой тяги» (МТ), плазменным и ионным. Уравнения движения для КА с МТ нелинейные, но Т.М. Энеев сумел их упростить. В.В. Белецкий и В.А. Егоров нашли аналитические решения для перелетов и вместе с В.Г. Ершовым и В.В. Голубковым рассчитали полеты КА с МТ к Юпитеру и Марсу [2, 3]. В 1990-е гг. Энеев поставил задачу о доставке образца грунта с астероидов для «получения сведений, позволяющих понять образование Солнечной системы». Под руководством его и Егорова были исследованы траектории полетов с МТ к астероидам с возможностью забора грунта и доставки его к Земле [2].

Метод анализа динамики сложных систем. В 1970-е гг. Энеев, вместе с Н.Н. Козловым разработали новый мощный численный метод анализа динамики сложных дискретных систем, успешно примененный при изучении задач астрофизики, космогонии и биологии [2–4]. Путем математического моделирования исследовались процессы образования структур биологических макромолекул, РНК ДНК, — как отдельного явления и как процесса зарождения структуры в целом. Варианты вторичной структуры: петель и стеблей, выбирались по локальной оптимальности свободной энергии молекулы. Степень предсказания структуры при этом оказывались на 20 % лучше, чем при косвенных биохимических методах.

Отклик на общественные проблемы. Т.М. Энеев был не только большим ученым, мыслителем, но и активным гражданином. Велик его вклад в борьбу против проекта поворота северных рек на юг, возникшего в конце 1980-х гг. Проект обосновывался тем, что мелеет Каспий. Серьезным ученым было очевидно, что это может вызвать экологическую катастрофу. Энеев изучил материалы проекта, нашел в них вопиющие недочеты и грубые ошибки и активно включился в противодействие ему. На решающем обсуждении проекта в Кремле он ярко выступил против него. В заключение Н.И. Рыжков сказал: «Вопрос ясен, проект закрываем» [3].

В 1970–1980-е гг. в стране возник интерес к моральным темам, встал вопрос о специальности «теология», науки богословия, которая есть во многих университетах мира. С нее вместе с медициной начинались университеты, из нее вышли многие гуманитарные науки. Тимур Магомедович поддержал проект о включении теологии в число специальностей, рассматриваемых в ВАКе. Но ряд академиков написали письмо о будто бы имеющейся угрозе обществу от «клерикализации», засилия церкви. Т.М. Энеев вместе коллегами, возразил: «Для благополучия общества ему необходимы духовные основы и опоры, без которых все гражданские учреждения неизбежно подвергаются размыванию, распаду» [3, с. 133].

Заслуги Т.М. Энеева перед наукой и страной отмечены Ленинской и другими премиями, золотой медалью им. М.В. Келдыша, орденами. Не менее важно — уважение и любовь к нему: космонавтов, которых он учил, коллег в ИПМ, Академии и многих других людей.

Литература

- [1] Охоцимский Д.Е., Энеев Т.М. Диалог. Разговор-воспоминания об истории ИПМ // Прикладная механика и управление движением: сб. статей, посвященный 90-летию со дня рождения Д.Е. Охоцимского. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша. 2010. С. 303. URL: <http://keldysh.ru/memory/okhotsimsky>
- [2] Охоцимский Д.Е., Энеев Т.М., Аким Э.Л., Сарычев В.А. Прикладная небесная механика и управление движением. Сборник статей, посвященный 90-летию со дня рождения Д.Е. Охоцимского. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша. 2010. С. 328–367.
- [3] Бегиева-Кучемезова Р. Свет звезды и свечи. М.: ИПМ им. М.В. Келдыша, 2015. 192 с. URL: <http://library.keldysh.ru/e-biblio/eneev/>.
- [4] Энеев Т.М., Козлов Н.Н., Кугушев Е.И. Компьютерный анализ процессов структурообразования нуклеиновых кислот // Математич. моделирование. 2013. Т. 25, № 4. С. 126–134.

TIMUR M. ENEEV — THE SCIENTIST AND THE MAN

G.B. Efimov¹
M.V. Efimova²
N.N. Kozlov¹

efimov@keldysh.ru
gencodkiam@mail.ru

¹Keldysh Institute of Applied Mathematics

²The State University of Management

The contributions of remarkable scientist and space flights' enthusiast Timur Magometovich Eneev to the achievements of the Soviet and world-wide cosmonautics, such as the first satellite launch, the flight of Yuri Gagarin, missions to the Moon and planets, as well as to the problems of cosmogony and biology is considered. Eneev is a public figure, the philosopher of the circle of "Russian cosmism".

ОПТИМИЗАЦИЯ ПЕРЕЛЕТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА МЕЖДУ ЗАДАНЫМИ ТОЧКАМИ ОРБИТ ИСКУССТВЕННОГО СПУТНИКА ЗЕМЛИ

М.П. Заплетин
К.С. Горячих

zapletin_m@mail.ru
wust0x1@gmail.com

МГУ им. М.В. Ломоносова

Задача формализуется как задача оптимального управления. Решение сводится к решению краевой задачи. Краевая задача решается численно, задачи Коши решаются методом Дормана-Принса 8(7) с автоматическим выбором шага. Корень вектор-функции невязок находится методом продолжения по параметру: применяются конечно-разностные аппроксимации и используется метод дифференцирования, основанный на применении дуальных чисел, продолжая вещественнозначную функцию на дуальную плоскость.

В статье приводится решение оптимизационной задачи перелета КА между двумя фиксированными положениями на орбитах ИСЗ, формализованной как задача оптимального управления. Гравитационное поле Земли предполагается центральным ньютоновским. Оптимизируемый функционал — половина интеграла квадрата реактивного ускорения. Управление осуществляется величиной и направлением тяги идеально-регулируемого двигателя за фиксированное время. Применение принципа Лагранжа сводит первоначальную задачу к краевой, что может быть формализовано как уравнение на невязку, решение которого осуществляется численно. Краевая задача принципа Максимуа Понтрягина с помощью метода продолжения по параметру сводится к задаче Коши. Численное дифференцирование используется для подсчета частных производных в якобиане правых частей задачи Коши, которая решается явным методом Дормана-Принса 8(7) с автоматическим выбором шага. Частные производные подсчитываются при помощи конечных разностей, а также с использованием техники численного дифференцирования, осуществляемого посредством продления вещественнозначной функции на дуальную плоскость. Производится анализ полученных траекторий при различных значениях параметров. Помимо этого анализируются техники дифференцирования с их последующим сравнением как аналитическим путем, так и по результатам их фактической работы на конкретных данных.

Литература

- [1] Петухов В.Г. Оптимизация траекторий космических аппаратов с электроракетными двигателями установками методом продолжения: 05.07.09: дис. ... д-ра техн. наук. М., 2013. 223 с.
- [2] Николичев И.А. Оптимизация многовиткового межорбитального перелета космического аппарата с электроракетной двигательной установкой с учетом действия возмущений: 05.07.09: дис. ... канд. техн. наук. М., 2017. 283 с.
- [3] Хайрер Э., Нерсетт С., Ваннер Г. Решение обыкновенных дифференциальных уравнений. Нежесткие задачи. М.: Мир, 1990. 512 с.
- [4] Дубошин Г. Н. Небесная механика. Основные задачи и методы. М.: Наука, 1968. 800 с.

OPTIMIZATION OF A SPATIAL SPACEFLIGHT BETWEEN FIXED POSITIONS ON THE ORBITS OF AN ARTIFICIAL EARTH SATELLITE

M.P. Zapletin
K.S. Goryachikh

zapletin_m@mail.ru
wust0x1@gmail.com

Moscow State University

The problem is formulated as an optimal control problem. The boundary value problem is resolved using the parameter continuation method into the Cauchy problem solved using the Dormand-Prince method with automatic stepsize control. Partial derivatives in the Jacobian are obtained using the finite differences and extension of real-valued function to the dual plane.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЛИНЕЙНО-КВАДРАТИЧНОГО УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ РАЗВОРОТОВ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА НА БОЛЬШИЕ УГЛЫ

А.И. Шестоперов
С.С. Ткачев

alex.shestoperov@yandex.ru
stevens_l@mail.ru

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Рассматривается задача инерциальной стабилизации КА, движущегося по геостационарной орбите. За счет поиска подходящих стабилизирующих решений алгебраического уравнения Риккати построены линейно-квадратичные законы управления, позволяющие осуществлять развороты КА на большие углы.

Рассматривается задача инерциальной стабилизации КА, движущегося по геостационарной орбите. В случае, когда влиянием внешних моментов можно пренебречь, распространенным подходом является использование ПД-регулятора. В свою очередь известно [1], что линейно-квадратичное управление общего вида (с произвольной матрицей усиления) обеспечивает асимптотическую устойчивость линейных стационарных систем. При наличии же нелинейных слагаемых в общем случае удается показать лишь локальную асимптотическую устойчивость требуемого положения.

В работе на основе линейно-квадратичных законов управления, обеспечивающих локальную асимптотическую устойчивость требуемого положения равновесия КА, построены законы управления, позволяющие обеспечить глобальную асимптотическую устойчивость требуемого положения равновесия нелинейной системы. Полученные результаты основаны на поиске подходящих стабилизирующих реше-

ний алгебраического уравнения Риккати, которые выражаются в явном виде через параметры системы и коэффициенты управления благодаря выбору положительно определенных матриц в функционале качества. Этот шаг используется для получения аналитического выражения соответствующих функций Ляпунова.

Проводится параллель с результатами работы [2], в которой были предложены обобщения классического ПД-регулятора, использующиеся в задачах разворота космического аппарата на большие углы вокруг собственной оси.

Результаты текущей работы полезны тем, что они в некоторых случаях демонстрируют связь между построением функций Ляпунова для нелинейных уравнений движения КА и поиском соответствующих решений уравнения Риккати для линеаризованных уравнений движения. Также они позволяют посмотреть на выбор коэффициентов обратной связи с точки зрения минимизации квадратичного критерия качества.

Работа выполнена при поддержке гранта РФФИ № 17-71-20117.

Литература

- [1] Liberzon D. Calculus of Variations and Optimal Control Theory. Princeton, NJ: Princeton University Press, 2012, 256 p.
- [2] Wie B., Weiss H., Arapostathis A. Quaternion Feedback Regulator for Spacecraft Eigenaxis Rotations // J. Guid. Control. Dyn. 1989. Vol. 12, No. 3. Pp. 375–380.

LINEAR QUADRATIC CONTROL FOR SPACECRAFT LARGE-ANGLE MANEUVERS

A.I. Shetopyorov
S.S. Tkachev

alex.shestoperov@yandex.ru
stevens_l@mail.ru

Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS

The inertial stabilization problem of a spacecraft moving in the geostationary orbit is considered. Linear quadratic control laws which realize large-angle maneuvers are obtained by means of corresponding selection of the algebraic Riccati equation stabilizing solutions.

УХОД С ПЛАНЕТОЦЕНТРИЧЕСКОЙ ОРБИТЫ С ПОМОЩЬЮ СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА С ДИСКРЕТНЫМ ИЗМЕНЕНИЕМ ЗНАЧЕНИЯ КОЭФФИЦИЕНТА ОТРАЖЕНИЯ

Я.В. Халманский
А.С. Попов

slav_ha@mail.ru
www-sm2@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Исследуется выход КА с роторным солнечным парусом из сферы действия Земли с использованием эффекта Джанибекова. С этой целью в работе рассматривается некеплерова траектория, когда плоскость орбиты не проходит через гравитирующий центр. Исследуется возможность покидания сферы действия Земли по этой траектории.

Для перелета с помощью солнечного паруса с орбиты вокруг планеты на отлетную траекторию используются законы управления и траектории, где направление вектора силы совпадает с плоскостью траектории, а также в этой плоскости находится гравитирующий центр. Так, например, при полете по закону с половинной угловой скоростью [1] направление солнечных лучей совпадает с плоскостью орбиты. Во время своего движения парус ориентируется каждый раз в перицентре нормально к солнечным лучам, а в апоцентре — параллельно. Очевидно, что при этом тяга совпадает с плоскостью траектории, которая, в свою очередь, если в простейшем случае не учитывать годовое движение Земли, сохраняет свою ориентацию в пространстве. Однако может оказаться затруднительным техническое осуществление подобного закона управления. Так, в работе [2] предложен способ переориентации КА с солнечным парусом, которая происходит дискретно на угол 180° . Переход из одного положения равновесия в другое осуществляется с помощью эффекта Джанибекова, а переход в новое положение равновесия фиксируется после выдвижения специальных штанг, изменяющих момент инерции КА. Поверхность солнечного паруса выполнена так, что одна сторона его имеет зеркальные свойства, а противоположная зачернена. Можно предположить, что, если рассматривать движение такого паруса по схеме аналогичной вышеописанной, но в апоцентре ориентировать парус к Солнцу стороной с низким по величине коэффициентом отражения, а в перицентре с высоким, то КА сумеет перейти на отлетную траекторию. Однако одновременно с ростом апоцентра при такой схеме опускается высота перицентра. При некоторых условиях аппарат может покинуть орбиту планеты, но при параметрах паруса, соответствующих современным парусам, а именно если аппарат находится на орбите Земли, парусность не превышает $100 \text{ м}^2/\text{кг}$, а орбита не выше, чем несколько десятков тысяч километров, то падение происходит раньше, чем перелет на отлетную траекторию.

Предложено осуществлять перелет для солнечного паруса указанного типа по траектории, плоскость орбиты которой перпендикулярна направлению солнечных лучей и не совпадает с притягивающим центром. Половину периода обращения по такой орбите аппарат ориентирует парус светоотражающей стороной к Солнцу, а вторую половину — светопоглощающей. В результате орбита оказывается не только смещена относительно притягивающего центра, но и повернута. Движение по орбите представляет собой аналог параметрических колебаний и такую систему можно ввести в резонанс. В работе проведены численные расчеты и оценено время перелета с опорной круговой геоцентрической орбиты до достижения радиус-вектором величины, совпадающей с расстоянием между Землей и Луной при различной величине парусности. В расчете учитывалось годовое движение Земли вокруг Солнца, а также притяжение Луны.

Литература

- [1] Sands N. Escape from planetary gravitational field by use of solar sail // ARSJ. 1961. Vol. 31, No. 4. Pp. 527–531.
- [2] Коцур О.С., Неровный Н.А., Майорова В.И., Попов А.С., Рачкин Д.А., Тененбаум С.М. Заявка № 2011126902. Способ переориентации и управления тягой вращающегося космического аппарата с солнечным парусом. Россия, 2011 г.
- [3] Сивухин Д.В. Тензор и эллипсоид инерции. Вращение твердого тела по инерции вокруг неподвижной точки // Общий курс физики. М.: Наука, 1979. Т. I. Механика. С. 297–300.

ESCAPE FROM A PLANETOCENTRIC ORBIT USING A SOLAR SAIL WITH A DISCRETE CHANGE IN THE VALUE OF THE REFLECTION COEFFICIENT

Ya.V. Khalmanskiy
A.S. Popov

slav_ha@mail.ru
www-sm2@yandex.ru

Bauman Moscow State Technical University

The escape of a spacecraft with a rotary solar sail from the sphere of the Earth influence using the Janibekov effect is studied. For flight control a non-Kepler trajectory is considered when the orbital plane does not cross the center of gravity. The paper considers the features of such a trajectory and the possibility to escape from the sphere of the Earth influence along the trajectory.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭВОЛЮЦИИ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ СПУТНИКА ФОТОН М-2

Д.М. Буланов¹
В.В. Сазонов²

d.m.bulanov@gmail.com
sazonov@keldysh.ru

¹ МГУ им. М.В. Ломоносова

² ИПМ им. М.В. Келдыша

Представлены результаты повторной обработки магнитных измерений на спутнике Фотон М-2 для реконструкции вращательного движения спутника. При повторной обработке использовалась упрощенная математическая модель вращательного движения с целью соответствия моделям, использованным В.В. Белецким в его теоретическом анализе эволюции неуправляемого вращательного движения спутника в случае, близком к регулярной прецессии Эйлера осесимметричного твердого тела.

Вскоре после полета Фотона М-2 его вращательное движение было исследовано с помощью детальных математических моделей [1, 2]. Наиболее детальная реконструкция была выполнена по данным бортовых измерений напряженности магнитного поля Земли (МПЗ). Из этих данных, охватывающих первые две трети полета, выбирались отрезки длиной несколько часов. На каждом таком отрезке данные обрабатывались совместно методом наименьших квадратов с помощью интегрирования уравнений движения спутника относительно центра масс. При обработке оценивались начальные условия движения и параметры используемой математической модели. Полученные результаты дали полное представление о движении спутника. Это движение, начавшееся с малой угловой скоростью, постепенно становилось быстрее и через двое суток приблизилось к регулярной прецессии Эйлера осесимметричного твердого тела. В последний день измерений 09.VI.2005 ω угловая скорость спутника относительно его продольной оси составляла примерно 1,1 град/с, проекция угловой скорости на плоскость, перпендикулярную этой оси, имела модуль около 0,11 град/с.

При повторной обработке использовалась более простая, чем в [1, 2], математическая модель вращательного движения. Спутник считался осесимметричным, учитывалось действие на него гравитационного и восстанавливающего аэродинамического моментов, а также постоянного момента вдоль оси симметрии. Упрощения сделаны таким образом, чтобы новая модель соответствовала моделям, использованным

В.В. Белецким в его теоретическом анализе эволюции неуправляемого вращательного движения спутника в случае, когда это движение близко к регулярной прецессии Эйлера осесимметричного твердого тела.

Методика, использованная в работе, состоит в следующем: по измерениям, выполненным на некотором отрезке времени, строились функции, которые задавали на этом отрезке компоненты вектора местной напряженности магнитного поля в приборной системе координат. Затем вычислялись псевдоизмерения фактической напряженности магнитного поля. Псевдоизмерения служили исходной информацией для отыскания решений уравнений движения совместно с законом сохранения кинетического момента, описывающих фактическое движение спутника относительно центра масс. В соответствии с методом наименьших квадратов реконструкцией фактического движения спутника считалось решение уравнений движения спутника относительно центра масс, доставляющее минимум функционалу ошибки между прогнозными и псевдоизмерениями фактической напряженности магнитного поля Земли в проекции на орты приборной системы координат.

Исходя из полученных результатов очевидна стабилизация основных параметров вращательного движения, в частности, модуля кинетического момента и угла нутации между вектором кинетического момента и осью симметрии спутника. Через несколько суток после начала полета угловая скорость спутника увеличилась настолько, что для исследования его вращательного движения стало возможным воспользоваться приближенной аналитической теорией, развитой в [1]. В последний день магнитных измерений 09.06.2005 г. угловая скорость спутника относительно его продольной оси составляла примерно 1,1 град/с.

Движение спутника с большим значением кинетического момента близко к регулярной прецессии Эйлера осесимметричного твердого тела. При изучении такого движения внешние моменты можно рассматривать как малые возмущения. Приближенное интегрирование системы уравнений движения спутника относительно центра масс в такой ситуации выполняется методом усреднения. Правые части уравнений, следующих из закона сохранения кинетического момента, усредняются по регулярной прецессии Эйлера в предположении, что параметры прецессии и положение спутника на орбите остаются неизменными. Замена точных уравнений усредненными допустима, если за период прецессии указанные параметры и положение меняются мало [1].

Асимптотическое интегрирование уравнений движения спутника выполнялось методом усреднения согласно [3, 4]. В усредненных уравнениях наряду с указанными выше внешними механическими моментами учитывался демпфирующий момент, направленный вдоль оси симметрии. Сопоставление решений этих уравнений с результатами реконструкции движения спутника позволило объяснить возникновение режима движения, установившегося к концу полета. Усредненные уравнения допускают первый интеграл, связывающий угол нутации и величину кинетического момента, а также дают представление о предельных значениях кинетического момента спутника и угла нутации. Аналогичные результаты получены относительно эволюции угла между ортом кинетического момента и нормалью к плоскости орбиты. Согласно полученным выражениям, изменение угла определяется в основном гравитационным моментом и, как следствие, направление приращения орта кинетического момента практически лежит в плоскости орбиты. Это, в свою очередь, согласуется с фактическими данными, угол между этим ортом и нормалью к плоскости орбиты меняется в узких пределах.

Несмотря на не очень большую угловую скорость Фотона М-2, усредненные уравнения, полученные в рамках теории В.В. Белецкого, позволили объяснить движение спутника, установившееся к концу полета.

Литература

- [1] Абрашкин В.И., Богоявленский Н.Л., Воронов К.Е., Казакова А.Е., Пузин Ю.Я., Сазонов В.В., Семкин Н.Д., Чебуков С.Ю. Неуправляемое движение спутника Фотон М-2 и квазистатические микроускорения на его борту // Космические исследования. 2007. Т. 45, № 5. С. 450–470.
- [2] Абрашкин В.И., Казакова А.Е., Сазонов В.В., Чебуков С.Ю. Определение вращательного движения спутника Фотон М-2 по данным бортовых измерений угловой скорости // Космические исследования. 2008. Т. 46, № 2. С. 146–167.
- [3] Белецкий В.В. Движение искусственного спутника относительно центра масс. М.: Наука, 1965.
- [4] Буланов Д.М., Сазонов В.В. Исследование эволюции вращательного движения спутника Фотон М-2. Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2016. № 116.

INVESTIGATION OF THE FOTON M-2 SATELLITE ATTITUDE MOTION

D.M. Bulanov¹

d.m.bulanov@gmail.com

V.V. Sazonov²

sazonov@keldysh.ru

¹ Moscow State University² Keldysh Institute of Applied Mathematics

Based on the results of magnetic measurements investigation, a new reconstruction of a rotational motion of the Foton M-2 satellite was performed. Mathematical model was simplified corresponding to the Beletsky theory of the evolution of an artificial satellite uncontrolled rotational motion in the case of motion close to the Euler precession of an axisymmetric solid body. Due to a little decrease of accuracy of reconstruction, it is possible to directly compare the experimental results with the theory and subsequently analyze it.

УПРАВЛЕНИЕ ПОСТУПАТЕЛЬНЫМ И УГЛОВЫМ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА ПРИ СБЛИЖЕНИИ С НЕКООПЕРИРУЮЩИМ ВРАЩАЮЩИМСЯ ОБЪЕКТОМ

М.Р. Ахлумади¹

akhloumadi@gmail.com

Д.С. Иванов²

danilivanovs@gmail.com

¹ Московский физико-технический институт² Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН

Решается задача управления относительным движением космического аппарата относительно произвольно вращающегося объекта космического мусора для сближения и последующего захвата. Для управления движением используются бортовые двигатели и маховики. Предложен алгоритм управления на основе нелинейного квадратичного регулятора. Исследуется область допустимых значений параметров системы для успешного сближения с объектом с заданной точностью конечного положения.

Проблема увода космического мусора на околоземных орбитах в настоящее время стоит очень остро и на ее решение нацелен ряд международных проектов [1, 2]. Часть из предлагаемых миссий опирается на запуск специальных малых аппаратов, которые будут способны закрепиться на некооперирующем объекте и изменить его орбиту с помощью двигательной установки. Такая схема увода мусора предполагает решение

целого ряда сложных динамических задач, в том числе управление относительным движением во время сближения с произвольно вращающейся целью. Настоящая работа посвящена разработке алгоритма для решения этой задачи и исследованию точности управляемого движения во время полета к некооперирующему объекту в зависимости от начальных условий и действующих на систему возмущений.

В работе рассматривается КА с установленными на борту двигателями для управления движением центра масс и маховичной системой управления ориентации. Движение некооперирующего объекта относительно КА считается известным. Цель работы заключается в построении алгоритма управления как движением центра масс, так и угловым движением для достижения требуемого относительного положения аппарата относительно некооперирующего объекта, которое необходимо для последующего захвата. Предполагается, что объект космического мусора имеет ось динамической симметрии и совершает свободное угловое движение под действием гравитационного момента. Для захвата космического мусора необходимо совместить точку в связанной с КА системе координат с точкой на поверхности объекта. В качестве системы захвата может рассматриваться роботизированный манипулятор, способный зацепиться за элемент корпуса объекта космического мусора.

В настоящей работе для построения управляемого движения по требуемой траектории используется алгоритм на основе State-Dependent Riccati Equation (SDRE)-метода, который позволяет рассматривать нелинейные уравнения движения [3]. SDRE-метод требует линеаризации уравнений движения в окрестности текущего состояния, а оптимальные коэффициенты регулятора вычисляются в результате решения уравнения Риккати на каждом такте управления. Для моделирования используются нелинейные совместные уравнения поступательного и вращательного движения КА относительно объекта. Предполагается, что величина тяги двигателей ограничена и дискретна, а вектор тяги имеет эксцентриситет, что создает дополнительный возмущающий момент. Маховики, используемые для управления угловым движением, имеют максимальный кинетический и управляющий моменты. Вследствие ограничений управления возникает область допустимых значений параметров системы, при которых возможен успешный захват объекта космического мусора, т. е. совмещение точки на КА с точкой на объекте с заданной точностью. В число параметров входят начальные условия для уравнений движения, величина эксцентриситета тяги, величины ограничений управления, положение точки захвата на объекте, параметры углового движения объекта. В работе предложена методика оценки допустимой области этих параметров с помощью численного исследования движения системы и проведено исследование точности работы системы управления для предполагаемой миссии для увода космического мусора.

*Работа поддержана Российским фондом фундаментальных исследований,
грант № 18-31-20014.*

Литература

- [1] Shan M., Guo J., Gill E. Review and comparison of active space debris capturing and removal methods // Prog. Aerosp. Sci., 2016. Vol. 80. Pp. 18–32.
- [2] Bonnal C., Ruault J.-M., Desjean M.-C. Active debris removal: Recent progress and current trends // Acta Astronaut. 2013. Vol. 85. Pp. 51–60.
- [3] Akhloumadi M., Ivanov D. Satellite relative motion SDRE-based control for capturing a noncooperative tumbling object // Proceedings of 9th International Conference on Recent Advances in Space Technologies, RAST. 2019. Pp. 253–260.

TRANSLATIONAL AND ANGULAR MOTION CONTROL FOR SPACECRAFT RENDEZVOUS WITH NON-COOPERATIVE ROTATING OBJECT

M.P. Ahlumadi¹

akhloumadi@gmail.com

D.S. Ivanov²

danilivanovs@gmail.com

¹ Moscow Institute of Physics and Technology

² Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS

Relative motion control problem for rendezvous with tumbling space debris object is considered. Onboard thrusters and reaction wheels are used as actuators. Control algorithm based on nonlinear motion equations is proposed. System parameters acceptable area for successful rendezvous and docking is obtained.

ПОСТРОЕНИЕ ОПТИМАЛЬНОЙ ТРАЕКТОРИИ МЕЖПЛАНЕТНОГО ПЕРЕЛЕТА СОЛНЕЧНОГО ПАРУСА С УЧЕТОМ ДЕГРАДАЦИИ ЕГО ОТРАЖАЮЩЕЙ ПЛЕНКИ

М.А. Рожков

rozhkovmiro@gmail.com

О.Л. Старина

solleo@mail.ru

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва

Рассмотрено гелиоцентрическое движение КА с солнечным парусом в условиях постоянного изменения оптических характеристик поверхности паруса, которые влияют на создаваемую им тягу. Сформулирован оптимальный закон управления для межпланетного перелета и проведено численное моделирование перелетов с солнечным парусом от Земли к Венере и Марсу.

Уникальная технология солнечных парусов позволяет совершать управление орбитальным движением КА без использования рабочего тела за счет давления солнечной радиации. Данная особенность позволяет не ограничивать космические перелеты объемами топлива, необходимого для реализации того или иного орбитального маневра. Солнечные паруса позволяют реализовать долгосрочные космические миссии, требующие постоянного ускорения со стороны собственного движителя, например, для формирования искусственных точек Лагранжа, цилиндрических орбит или для непрерывного курсирования между планетами. Однако у солнечного паруса все же имеются ресурсные ограничения, которые объясняются деградацией отражающей поверхности паруса вследствие постоянной ее бомбардировки фотонами, солнечным ветром и другими эффектами космического пространства [1]. Данная работа исследует оптимальное управление и движение солнечного паруса, которое учитывает процесс деградации и обеспечивает максимально быстрый перелет.

Существенная часть работ в области движения КА с солнечным парусом и построения его оптимальных траекторий рассматривает идеально отражающий парус, что позволяет строить простые спиральные траектории, которые легко поддаются анализу и оптимизации. Небольшая часть работ рассматривает неидеальное отражение [2], при котором в модель создаваемой тяги включаются следующие оптические параметры: коэффициент отражения; фактор зеркального отражения, описывающий рассеивание отраженного излучения; коэффициент излучения; неламбертовский ко-

эффицент, который описывает угловое распределение испускаемых и диффузно отраженных фотонов. Данная модель значительно осложняет поиск оптимального решения для управления солнечным парусом [3].

Важным аспектом работы является учет изменения перечисленных в модели оптических параметров, который происходит вследствие процессов деградации отражающей поверхности солнечного паруса. Впервые эти процессы были описаны в работе [4], где предлагается потенциальная параметрическая модель изменения оптических характеристик по экспоненциальному закону. Однако проведение наземных испытаний по деградации образцов пленок парусов для подтверждения модели затруднено, так как солнечный спектр существенно отличается на поверхности Земли и в межпланетном пространстве.

В работе получены законы управления солнечным парусом, для которого тяга рассчитана по модели неидеального отражения солнечной радиации с поверхности паруса по принципу максимума Понтрягина с критерием минимального времени полета. Проведено моделирование гелиоцентрического перелета КА с солнечным парусом от Земли к Венере и от Земли к Марсу по оптимальной траектории.

Литература

- [1] Kezerashvili R.Ya. Solar sail: materials and space environmental effects // *Advances in Solar Sailing*. Springer. Berlin, Heidelberg, 2014. S. 573–592.
- [2] Forward R.L. Grey Solar Sails // *Journal of the Astronautical Sciences*. 1990. Vol. 38, no. 2. P. 161–185.
- [3] Starinova O.L., Gorbunova I.V. Analytical control laws of the heliocentric motion of the solar sail spacecraft // *AIP Conference Proceedings*. 2014. Vol. 1637, no 1. Pp. 358–367.
- [4] Impact of optical degradation on solar sail mission performance / B. Dachwald, M. Macdonald, C.R. McInnes, G. Mengali, A.A. Quarta // *Journal of Spacecraft and Rockets*. 2007. Vol. 44, No. 4. Pp. 740–749.

SOLAR SAIL'S OPTIMAL TRAJECTORY FOR INTERPLANETARY FLIGHT CONSIDERING REFLECTING FRONT FILM DEGRADATION

M.A. Rozhkov
O.L. Starinova

rozhkovmiro@gmail.com
solleo@mail.ru

Samara National Research University Named After Academician S.P. Korolev

Heliocentric movement of a spacecraft with a solar sail under continuous sail's surface optical characteristics variations which affect the thrust produced by the solar sail is studied. The optimal control law for interplanetary flight is formulated and numerical simulation of spacecraft motion from the Earth to Venus and Mars is carried out.

ЗАХВАТ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ КОСМИЧЕСКОГО МУСОРА ГАРПУНОМ

Д.А. Сизов¹
В.С. Асланов²

sizov.syzran@gmail.com
aslanov_vs@mail.ru

¹ Сызранский филиал Самарского государственного технического университета

² Самарский национальный исследовательский университет

Рассматривается процесс уборки пассивной верхней ступени ракеты активным космическим аппаратом, состоящий из трех этапов: захват объекта гарпуном, разматывание троса, буксировка. Для снижения угловой скорости объекта используется ударный импульс от гарпуна. Предложен алгоритм определения положения точки захвата на поверхности объекта. Выполнено численное моделирование уборки верхней ступени ракеты Ariane 4.

В настоящее время нефункционирующие искусственные спутники Земли — космический мусор — представляют собой серьезную угрозу для активных КА. Одними из наиболее опасных нефункционирующих объектов являются верхние ступени ракет. В этой связи в последние годы предложено и проанализировано множество способов уборки космического мусора, и в частности, верхних ступеней ракет [1]. Одним из таких способов является тросовая буксировка пассивного космического мусора (объекта) активным аппаратом (буксиром) в верхние слои атмосферы. Тросовая буксировка предполагает использование средств захвата объекта. В этом качестве могут быть использованы сети [2] или гарпуны [3]. При этом необходимо исключить наматывание троса на объект, для чего требуется замедлять его вращение. Если до захвата угловая скорость вращения объекта мала, её можно снизить до требуемого значения за счет удара гарпуна. Цель настоящей работы — предложить способ уборки вращающегося космического мусора с использованием гарпуна и тросовой буксировки с малой тягой, в котором гарпун служит не только для захвата, но и является средством снижения угловой скорости объекта.

В работе рассмотрен способ захвата космического мусора, предполагающий три этапа: захват объекта гарпуном, разматывание троса и буксировка. Буксировка будет безопасной, если и натянутый трос, и объект будут колебаться относительно устойчивого равновесия [4]. В связи с этим предложен способ захвата вращающегося объекта, позволяющий изменить его начальную угловую скорость за счет удара гарпуна так, что за время разматывания троса он перейдет в требуемое для безопасной буксировки положение. Приведены зависимости, позволяющие определить требуемые положения точки попадания гарпуна и ориентацию объекта в момент захвата. Движение буксира при разматывании троса моделировалось с помощью уравнений относительного движения. При этом предложен закон управления тягой буксира, обеспечивающий по окончании разматывания требуемую для безопасной буксировки ориентацию троса и исключающий его обрыв. Анализ уравнений движения системы на этапе буксировки позволил получить простой метод приближенного определения требуемого угла ориентации объекта.

Результаты численного моделирования процесса уборки верхней ступени ракеты Ariane 4 показали, что при заданной величине тяги буксира его выход в заданное положение при разматывании троса возможен в значительном диапазоне масс буксира. В то же время очевидно ограничение предлагаемого способа, в котором кинетическая энергия вращательного движения объекта уменьшается лишь за счет удара гарпуна: он не подходит для захвата быстро вращающихся объектов.

Развитием данной работы может быть исследование способа уборки быстровращающихся пассивных объектов, отличающегося тем, что на этапе разматывания троса для более эффективного торможения вращения объекта используется натяжение троса.

Литература

- [1] Hakima H., Emami M.R. Assessment of active methods for removal of LEO debris // Acta Astronaut. 2018. Т. 144. November 2017. Pp. 225–243.
- [2] Botta E.M., Sharf I., Misra A.K. Contact Dynamics Modeling and Simulation of Tether Nets for Space-Debris Capture // J. Guid. Control. Dyn. 2016. Vol. 40, No. 1. P. 110–123.
- [3] Forshaw J.L. et al. Final payload test results for the RemoveDebris active debris removal mission // Acta Astronaut. 2017. Vol. 138. Pp. 326–342.
- [4] Aslanov V.S. Chaos Behavior of Space Debris during Tethered Tow // J. Guid. Control. Dyn. 2015. Vol. 39, No.10. Pp. 2399–2405.

HARPOON CAPTURE OF ROTATING SPACE DEBRIS

D.A. Sizov¹

sizov.syzran@gmail.com

V.S. Aslanov²

aslanov_vs@mail.ru

¹ Syzran Branch of Samara state technical university² Samara university

A process of space debris removal is discussed, which consists of three stages: harpoon capture of the object, tether deployment, and towing. The impact impulse from the harpoon is supposed to be used to reduce the initial angular velocity of the object. An algorithm is given which allows to determine the required position of the harpoon point of impact on the surface of the object. A numerical simulation of the removal of a spent Ariane 4 upper stage was performed.

ВЫБОР ДАТ СТАРТА ДЛЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА
НА БАЗЕ СОЛНЕЧНОЙ ЭНЕРГОУСТАНОВКИ ПРИ ПЕРЕЛЕТАХ
МЕЖДУ ТОЧКАМИ ЛИБРАЦИИ L_1 И L_2 СИСТЕМЫ ЗЕМЛЯ – ЛУНА

М.К. Файн

fain.maxim@gmail.com

О.Л. Старинова

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва (Самарский университет)

Рассматривается выбор дат старта при перелетах КА с солнечной энергодвигательной установкой малой тяги между точками либрации L_1 и L_2 системы Земля – Луна. Выбор дат старта основан на условиях попадания участков траектории КА в области тени и полутени, создаваемые Землей и Луной. Математическая модель перелетов описана в комбинированной барицентрической системе координат. Для построения модели затенения использовалась вращающаяся система координат, связанная с КА. В результате моделирования получены даты старта, при которых КА не попадает в области тени и полутени, создаваемые Землей и Луной.

Первая половина XXI в. ознаменовалась возобновившимся интересом ведущих космических держав к лунным программам и программам освоения Солнечной системы [1–4]. Одной из самых ключевых сопутствующих задач является создание лунной инфраструктуры, в частности, в окрестностях точек L_1 и L_2 системы Земля – Луна. Решение данной задачи неразрывно сопряжено с созданием максимально эффективного грузопотока в околослунном пространстве. Как известно, одним из немногих возмож-

ных источников энергии в космосе является солнечная энергия, эффективность использования которой определяется в том числе выбором дат старта перелетов КА с целью уменьшения времени нахождения аппарата в области тени и полутени.

Основной целью данного исследования является выбор дат старта при перелетах КА с солнечной энергодвигательной установкой малой тяги между точками либрации L_1 и L_2 системы Земля – Луна. Выбор дат старта основан на условиях попадания участков траектории КА в области тени и полутени, создаваемые Землей и Луной. Для построения модели затенения использовалась вращающаяся система координат, связанная с КА. В результате моделирования получены даты старта, при которых космический аппарат не попадает в области тени и полутени, создаваемые Землей и Луной.

При моделировании перелетов КА были приняты следующие допущения: эксцентриситет орбит Луны и Земли вокруг барицентра не учитывался, возмущения от Земли, Луны и Солнца, а также влияние теневых зон, создаваемых Землей и Луной учитывались.

Для вычисления влияния теневой обстановки на движение КА была использована коническая модель тени, так как существует ряд особенностей: полутеневая и теневая зоны от Земли в районе Луны имеют существенные различия по размерам и могут быть представлены в виде двух концентрических окружностей с радиусами, зависящими от расстояния между Землей и Луной: 7650...8264 км и 4298...4480 км соответственно.

В данной работе КА был принят за материальную точку, т. е. не учитывалось неравномерное затенение его солнечных батарей. Согласно принятому допущению, КА в любой момент времени либо находится полностью в зоне тени, либо в зоне полутени, либо полностью освещен.

Для определения точности сформированной модели конической тени в системе Земля – Луна было проведено сравнение полученных данные с известными, например, с солнечными и лунными затмениями, точность которых известна до секунд. Погрешность модели составила не более 0,6 %.

В работе получены даты попадания точек L_1 и L_2 в зоны тени и полутени от Земли и Луны за 2019 и 2025 г. На основе полученных данных и времени готовности КА были получены возможные даты старта, при которых траектории КА не оказываются в зонах тени или полутени.

Литература

- [1] Ye P, Sun Z., Zhang H. et al. An overview of the mission and technical characteristics of Change'4 Lunar Probe // Sci. China Technol. Sci. May 2017. Vol. 60, Iss. 5. Pp. 658–667.
- [2] Mars Orbiter Mission: Annual Report 2014–2015 / Government of India, Department of Space, 2015.
- [3] Djachkova M.V., Mitrofanov I.G., Litvak M.I., Sanin A.B. Selection of Luna-25 landing sites in the South Polar Region of the Moon // Solar System Research. May 2017. Vol. 51 (3). Pp. 185–195.
- [4] Hashimoto T., Hoshino T., Wakabayashi S. et al. Lunar polar Exploration Mission // Japan Aerospace Exploration Agency. January 6, 2017. 48 p.

LAUNCH DATE SELECTION FOR SOLAR POWERED SPACECRAFT TRANSFERS BETWEEN L_1 AND L_2 LIBRATION POINTS OF THE EARTH – MOON SYSTEM

M.K. Fain fain.maxim@gmail.com

O.L. Starinova

Samara National Research University

Launch date selection for solar powered low thrust spacecraft between L_1 and L_2 libration points of the Earth – Moon system is analyzed. The selection is based on the conditions of the spacecraft trajectory getting in the full and partial shade created by the Earth and the Moon. The mathematical model of flights is described in the combined barycentric coordinate system. The rotating coordinate system associated with the spacecraft is used to design the shading model. As a result of the simulation, launch dates were obtained at which the spacecraft does not fall in the full or partial shade created by the Earth and the Moon.

ОСОБЕННОСТИ РАСПРЕДЕЛЕНИЯ МАСС МАЛЫХ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ И ИХ ИНЕРЦИОННЫЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ СТАРШИХ ПОРЯДКОВ

A.A. Буров^{1,2}

teormech@gmail.com

В.И. Никонов^{1,2}

nikon_v@list.ru

¹ ФИЦ ИУ РАН

² ВШЭ

Исследуется поле гравитационного тяготения малых небесных тел с нерегулярным распределением масс. Выписываются разложения гравитационных потенциалов вплоть до слагаемых третьего и четвертого порядков малости по параметру, задающему отношение размеров тела к расстоянию до точки, в которой изучается выражение для потенциала. Вычисляются возникающие в таких разложениях компоненты тензоров инерции третьего и четвертого порядка для ряда малых небесных тел с нерегулярным распределением масс.

В теоретической механике и механике космического полета случаи использования слагаемых более высокого порядка в разложении потенциала довольно редки, а потому хорошо известны. Такие разложения применялись в задаче о движении твердого тела вокруг неподвижной точки в центральном поле сил [1], а также в ряде задач о движении твердого тела с шаровым тензором инерции [2–4].

Исследования В.И. Никоновым частично выполнялись в рамках гранта Президента Российской Федерации для государственной поддержки научных исследований молодых российских ученых — кандидатов и докторов наук (проект № МК-17.12.2019.1)

Литература

- [1] Архангельский Ю.А. Аналитическая динамика твердого тела. М.: Наука, 1977.
- [2] Суликашвили Р.С. Стационарные движения тел, допускающих группу симметрии правильных многогранников в ньютоновском поле сил. ПММ. 1989. Т. 53. Вып. 4. С. 582–586.
- [3] Sulikashvili R.S. On stationary motions of Plato's bodies in a gravitational field // Teor. Primen. Mekh. 1989. No. 5. Pp. 119–125.

- [4] Буров А., Герман А., Суликашвили Р. Об орбитальном движении тетраэдра-гиростата. ПММ. Прикладная математика и механика. 2010. Т. 74, вып. 4. С. 594–609.

PARTICULARITIES OF MASS DISTRIBUTION OF SMALL CELESTIAL BODIES AND THEIR INERTIAL CHARACTERISTICS OF HIGHER ORDERS

A.A. Burov^{1,2}
V.I. Nikonov^{1,2}

teormech@gmail.com
nikon_v@list.ru

¹ FITZ IU RAN

² HSE

The gravitational field of small celestial bodies with irregular mass distribution is investigated. Expansions of gravitational potentials up to the terms of the third and fourth orders of smallness are written for the parameter that determines the ratio of the size of the body to the distance to the point at which the expression for the potential is studied. The components of inertia tensors of the third and fourth order arising in such expansions for a number of small celestial bodies with irregular mass distribution are calculated.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ СЛОЖНОГО ГРАВИТАЦИОННОГО ПОЛЯ С ПОМОЩЬЮ ГРУППИРОВКИ МАЛЫХ СПУТНИКОВ

М.Ю. Воронина^{1,2}
М.Г. Широбоков²

voronina.miu@phystech.edu

¹ Московский физико-технический институт

² Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

Рассматривается модельная задача определения коэффициентов гармоник гравитационного поля астероида Эрос с помощью группировки малых аппаратов. Определяется зависимость точности расчета параметров гравитационного поля от ошибок и объема данных траекторных измерений.

Существует ряд миссий, в которых исследовательскую или коммерческую задачи выполняют несколько КА. Система двух и более аппаратов, расстояние между которыми мало по сравнению с размерами орбиты и выполняющие единую задачу, называется группой. Группы спутников нашли применение в исследовании гравитационного и магнитного поля массивных тел, системе глобального позиционирования и т. д. В таких миссиях широко используются малые КА, поскольку они обладают преимуществами в простоте конструкции, дешевизне, а также возможностью выведения с одной ракеты-носителя.

В работе группа малых аппаратов используется для решения модельной задачи определения гравитационного поля астероида Эрос [1]. Движение аппаратов вокруг астероида описывается уравнениями движения, которые содержат силовую функцию гравитационного поля. Потенциал гравитационного поля аппроксимируется рядом по шаровым функциям [2]. В этой постановке задача нахождения гравитационного поля астероида сводится к задаче определения коэффициентов перед гармониками. Они находятся в результате решения задачи оптимизации целевой функции, которая зависит от траекторных измерений в разные моменты времени.

В данной задаче рассматривается группа аппаратов, которая состоит из пассивно движущихся — головного («материнского») и малых («дочерних») — аппаратов. Малые аппараты отделяются от головного в равные моменты времени и с одинаковым модулем скорости. Отделяющая система моделируется неточной согласно [3]. Дочерние аппараты движутся по близким к материнскому орбитам. Связь головного аппарата с малыми аппаратами возможно в ограниченном радиусе действия. Система связи позволяет измерять расстояние от головного аппарата до дочерних аппаратов и радиальные скорости дочерних аппаратов в различные моменты времени.

Задача определения коэффициентов перед гармониками в разложении гравитационного поля рассматривается как задача оптимизации, в которой целевой функцией является квадрат невязки между траекторными измерениями расстояний и радиальных скоростей дочерних аппаратов и их моделируемыми значениями [4]. Исследуется зависимость точности определения коэффициентов перед гармониками от объема и уровня шума траекторных измерений.

Модельная задача определения гравитационного поля рассматривалась на примере астероида Эрос, исследованного космическим аппаратом Near Earth Asteroid Rendezvous Shoemaker (NEAR Shoemaker) в 2000 г. [1].

Литература

- [1] Miller J.K., Konopliv A.S. et al. Determination of Shape, Gravity, and Rotational State of Asteroid 433 Eros // *Icarus*. 2002. No. 155. Pp. 3–17.
- [2] Kaula W.M. *Theory of Satellite Geodesy*. Massachusetts: Blaisdell Publishing Company, 1966. P. 121.
- [3] Foster C. et al. Differential Drag Control Scheme for Large Constellation of Planet Satellites and on-Orbit Results. *Proc. of 9th International Workshop on Satellite Constellation and Formation Flying*, Boulder, 19–21 June 2004. P. 18.
- [4] Аким Э.Л., Эннеев Т.М. Определение параметров движения космического летательного аппарата по данным траекторных измерений // *Космические исследования*. 1963. № 1, вып. 1. С. 46.

DETERMINING PARAMETERS OF A COMPLEX GRAVITATIONAL FIELD BY A SMALL SATELLITES GROUP

M.Yu. Voronina^{1,2}

voronina.miu@phystech.edu

M.G. Shirobokov²

¹ Moscow Institute of Physics and Technology

² Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS

The model problem of determining the gravitational field harmonic coefficients of the asteroid Eros by small vehicles group was considered. The aim of this work is to define the dependence of parameters calculation accuracy of the gravitational field on errors and data level of trajectory measurements.

АНАЛИЗ СТАБИЛЬНОСТИ НИЗКИХ СЕЛЕНОЦЕНТРИЧЕСКИХ ОРБИТ

Ду Чунжуй
О.Л. Старина

ducru@yandex.ru
starinova.ol@ssau.ru

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва (Самарский университет)

В работе проводится анализ стабильности широкого класса низких селеноцентрических орбит на базе моделирования пассивного движения с учетом нецентральных гравитационных полей Земли, Луны и Солнца.

Наличие станции с длительным сроком существования на орбите спутника Луны позволит повысить эффективность пополнения запасов и обслуживания Лунной обитаемой базы [1]. Кроме того, задачи исследования и колонизации Луны требуют создания селеноцентрических спутниковых систем наблюдения и связи с длительным сроком функционирования. Однако изучение движения запущенных лунных орбитальных спутников показало, что большинство низких селеноцентрических орбит нестабильны. Несмотря на отсутствие атмосферы, возмущающее ускорение от Земли, Солнца и нецентральности поля сил лунного тяготения приводят к быстрому изменению траектории движения. Если активное поддержание орбиты с помощью двигательной установки КА не используется, то во многих случаях срок существования составляет 100–200 суток, затем траектория движения пересекается с лунной поверхностью [2]. Поэтому анализ изменения орбитальных параметров и выбор наиболее стабильных селеноцентрических орбит является актуальной задачей.

В данной работе движение КА описывается в рамках ограниченной задачи четырех тел с учетом гравитации Луны, Земли и Солнца. Для описания гравитационного поля Луны использована модель LP165P [3]. В работе [4] на основе данных, полученных с КА Lunar Orbiter-1–5, Apollo-15, 16, Clementine, Lunar Prospector и SMART-1, показано, что эта модель является наиболее точной из созданных на настоящее время.

В качестве критерия стабильности орбиты используется величина нормы пространства непрерывных функций, равная сумме максимальных значений отклонений компонент вектора фазовых координат от заданных значений на всем анализируемом временном промежутке. В качестве анализируемых фазовых координат использовались большая полуось, эксцентриситет, аргумент перицентра, наклонение и долгота восходящего узла орбиты.

Сравнение показателя стабильности орбит проводится на базе численного моделирования пассивного селеноцентрического движения КА в течение одного года функционирования для широкого диапазона изменения начальных значений оскулирующих элементов и различных дат начала движения. Минимальные значения критерия соответствуют наиболее стабильным орбитам. В работе представлены параметры таких орбит.

Результаты, полученные в данной работе, могут быть использованы при выборе баллистической структуры окололунных космических станций, систем наблюдения и связи для будущих лунных проектов.

Литература

- [1] Lunar Orbital Facility Location Options, Posted on April 16, 2016 by Jonathan Goff. Selenian Boondocks.
- [2] Meyer K.W., Buglia J.J., Desai P.N. Lifetimes of lunar satellite orbits // NASA Technical Paper 3394. 1994.

- [3] Recent Gravity Models as a Result of the Lunar Prospector Mission. A.S. Konopliv, S.W. Asmar, E. Carranza, W.L. Sjogren, and D.N. Yuan Received June 14, 2000; revised September 27, 2000.
- [4] Кащеев Р.А., Новлянская И.О. Сравнение и оценка точности современных моделей гравитационных потенциалов Луны и Марса // Известия высших учебных заведений. Геодезия и аэрофотосъемка. 2014. № 6. С. 3–9.

STABILITY ANALYSIS OF LOW SELENOCENTRIC ORBITS

Du Chongrui
O.L. Starinova

ducru@yandex.ru
starinova.ol@ssau.ru

Samara National Research University

The paper analyzes the stability of a wide class of low selenocentric by modeling passive motion taking into account the non-central gravitational fields of the Earth, the Moon and the Sun.

ЗАДАЧА С ОГРАНИЧЕННОЙ ТЯГОЙ ДЛЯ ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЕТА КА С ОПОРНОЙ ОРБИТЫ НА ЦЕЛЕВУЮ ЭЛЛИПТИЧЕСКУЮ С ЗАДАННЫМ ИМПУЛЬСОМ ДОВЫВЕДЕНИЯ ДО ГЕОСТАЦИОНАРНОЙ

И.С. Григорьев¹
А.И. Проскуряков²

iliagri@mail.ru
ap_91@mail.ru

¹ МГУ им. М.В. Ломоносова, механико-математический факультет

² Филиал МГУ имени М.В. Ломоносова в г. Баку

Рассматривается идея сокращения замусоренности околоземного пространства за счет сброса отработавших ступеней в атмосферу Земли. Решается задача оптимизации перелета КА с опорной круговой орбиты искусственного спутника Земли на целевую эллиптическую орбиту. Максимизируется полезная масса.

Рассматривается идея сокращения замусоренности околоземного пространства, согласно которой уже на этапе проектирования верхних ступеней необходимо предусматривать средства их удаления: торможение ступеней для перевода на орбиту, касающуюся условной границы атмосферы.

КА состоит из двух ступеней и спутника. В начальный момент времени он находится на опорной круговой орбите искусственного спутника Земли. Перелет завершается на геостационарной орбите (ГСО). Весь маневр можно условно разделить на три части: первая часть выполняется за счет топлива из первой ступени, вторая — из второй, третья — за счет двигателей самого спутника. После выполнения первой серии маневров первая ступень отделяется от КА и за счет дополнительного включения двигателя переводится на орбиту, касающуюся условной границы атмосферы. Сброс второй ступени происходит с апогея целевой орбиты. На участке траектории перелета с опорной орбиты на целевую решается задача с ограниченной тягой. Довыведение спутника на ГСО рассматривается в импульсной постановке. Предполагается, что сумма импульсов довыведения ограничена заданной величиной. В отличие от предыдущего случая [1] решается задача с ограниченной тягой. Проводится анализ полученных траекторий и сравнение с импульсным случаем.

Литература

- [1] Проскуряков А.И. Сравнение апсидальных и неапсидальных импульсных траекторий выведения КА на целевую орбиту с учетом сброса ступеней в атмосферу // XLIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. Т. 1, с. 111.

LIMITED THRUST PROBLEM FOR THE TRAJECTORY OF A SC FLIGHT BETWEEN THE REFERENCE ORBIT AND TARGET ELLIPTICAL ORBIT WITH A GIVEN ORBIT-RAISING IMPULSE

I.S. Grigoryev¹

iliagri@mail.ru

A.I. Proskuryakov²

ap_91@mail.ru

¹ Moscow state University M.V. Lomonosova, faculty of mechanics and mathematics² Branch of Lomonosov Moscow state University in Baku

The article considers the idea of reducing littering the near-Earth space by means of spent stage jettisons into the Earth atmosphere. A solution to the optimization problem of the transfer between the reference circular orbit of an Earth artificial satellite and the final elliptical orbit is proposed. The payload is maximized.

КИНЕМАТИКА ПЛАВНОГО РАЗВОРОТА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

А.Е. Ламоткин

alexey.lamotkin@urfu.ru

Н.Е. Мисюра

n_misura@mail.ru

Е.А. Митюшов

mityushov-e@mail.ru

Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б.Н. Ельцина

Предлагается аналитическое решение задачи по определению закона углового движения твердого тела в общем случае (при произвольных граничных условиях по угловому положению, угловой скорости и ускорению). Найдено программное управление плавным разворотом КА на основе задания движения точки векторным полиномом пятой степени в геометрическом образе конфигурационного пространства поворотов — в шаре радиуса евклидова пространства.

Задача Дарбу — задача определения ориентации твердого тела с неподвижной точкой при известной его мгновенной угловой скорости в любой момент времени и заданной его ориентации в некоторый фиксированный момент времени. Использование кинематических уравнений Эйлера сводится к интегрированию системы дифференциальных уравнений, которые имеют особенности [1] и которые необходимо учитывать в процессе построения решения.

В работе используется изоморфизм множества единичных кватернионов и группы $SO(3)$ — группы вращений [2], а также шар радиусом R в качестве геометрического образа конфигурационного пространства поворотов. Решается задача о нахождении закона движения точки в рассматриваемом конфигурационном пространстве с использованием векторного полинома пятой степени. Установлена связь между ско-

ростью движения точки в рассматриваемом конфигурационном пространстве поворотов и угловой скоростью КА. Использование полиномиального закона движения обеспечивает возможность удовлетворения краевых условий по положениям и угловым скоростям КА. Для задания ориентации связанных осей КА используется геометрическая интерпретация кватернионов (параметризация ось-угол).

Установлена аналитическая связь между координатами точки в шаре радиусом и координатами кватерниона ориентации [3]. Совместное использование результата дифференцирования этих соотношений и кинематических уравнений позволяет найти связь между скоростью точки в конфигурационном пространстве поворотов и вектором угловой скорости КА.

Решение задачи о нахождении функции кватерниона ориентации, обеспечивающей плавный разворот КА, выполняется итерационным путем. На первом шаге ищется программная траектория в виде полинома пятой степени, удовлетворяющая краевым условиям на положение. Следующие шаги итерационного процесса обеспечивают выполнение краевых условий для ускорений.

При известных динамических характеристиках КА и установленному закону изменения угловой скорости управляющие моменты, реализующие найденное программное движение, находятся из решения обратной задачи с помощью динамических уравнений Эйлера. Получено аналитическое решение поставленной задачи, исключающее итерационный процесс.

Реализован пример программного управления плавным разворотом КА [4].

Литература

- [1] Ермолин В.С., Королёв В.С., Потоцкая Е.Ю. Теоретическая механика. Часть I. Кинематика: учеб. пособие. СПб.: СПбГУ, ВВМ, 2013. 225 с.
- [2] Борисов А.В., Мамаев И.С. Динамика твердого тела. Ижевск: НИЦ «Регулярная и хаотическая динамика», 2001. 384 с.
- [3] Мисюра Н.Е. Математические модели для аналитического описания сложных геометрических объектов и их преобразований: теория и приложения. Пермь, 2018. 130 с.
- [4] Мисюра Н.Е., Митюшов Е.А. Иллюстрация плавного разворота КА в конфигурационном пространстве. [Электронный ресурс]. URL: https://www.youtube.com/watch?v=_k00j1BqWY (дата обращения 22.10.2019).

KINEMATICS OF A SPACECRAFT TURNING

A.E. Lamotkin
N.E. Misyura
E.A. Mityushov

alexey.lamotkin@urfu.ru
n_misura@mail.ru
mityushov-e@mail.ru

Ural Federal University named after the first President of Russia B.N. Yeltsin, Ekaterinburg

We present an analytical solution for the determination of the angular motion law of a rigid body in the general case (with arbitrary boundary conditions at the angular positions, on the angular velocity, and acceleration). We have found a way to programmatically control a spacecraft turning using the formula for moving the point. The formula is based on a quintic vector polynomial in a geometric model of rotational motions as a sphere with radius π in the Euclidean space.

ОСОБЕННОСТИ ЭВОЛЮЦИИ ОРБИТ В ОГРАНИЧЕННОЙ ЭЛЛИПТИЧЕСКОЙ ДВУКРАТНО ОСРЕДНЕННОЙ ЗАДАЧЕ ТРЕХ ТЕЛ

М.А. Васьковьяк

vashkov@keldysh.ru

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Рассмотрена ограниченная эллиптическая задача трех тел в двукратно осредненной постановке. Описаны качественные отличия между ее внутренним и внешним вариантами. Детально исследованы интегрируемые случаи двукратно осредненной задачи: плоские и ортогонально-апсидальные орбиты. В общем (неинтегрируемом) случае проведено численное интегрирование эволюционной системы для некоторых специальных параметров задачи и начальных условий, отвечающих орбитальной эволюции некоторых особых астероидов Солнечной системы, а также объектов в экзосистеме GJ 3512.

Осредненные задачи небесной механики являются как предметом самостоятельного аналитического и численного исследования, так и одной из методических основ для изучения динамики реальных астрономических объектов на длительных промежутках времени. Специальный интерес представляют различные осредненные схемы ограниченной задачи трех тел как круговой, так и эллиптической. Особо выделяется так называемая схема Гаусса независимого осреднения возмущающей функции задачи относительно двух наиболее быстрых переменных — средних долгот возмущающего и возмущаемого тел, когда их средние движения несоизмеримы.

В данной работе получена специальная форма разложения двукратно осредненной возмущающей функции W ограниченной эллиптической задачи трех тел с точностью до четвертой степени включительно относительно малого параметра. Для внутреннего (спутникового) варианта таким параметром является отношение α больших полуосей орбит двух тел — возмущаемого и возмущающего. Для внешнего варианта таким параметром служит обратная величина $1/\alpha$. В полученных выражениях непосредственно выделена зависимость функции W от долготы узла Ω (именно эта зависимость является препятствием для интегрируемости двукратно осредненной ограниченной эллиптической задачи трех тел).

Для описания эволюции орбит использованы уравнения Лагранжа в элементах с функцией W . В обоих вариантах задачи проведено качественное исследование двух существующих интегрируемых случаев, отличающихся различной ориентацией орбиты точки нулевой массы по наклонению i и долготы узла Ω : $\sin i = 0$ — плоские орбиты и $\cos i = 0$, $\sin \Omega = 0$ — ортогонально-апсидальные орбиты.

Численное решение эволюционных уравнений выполнено с контролем постоянства функции W , являющейся первым (и в общем случае единственным) интегралом осредненной эллиптической задачи. Для внутреннего варианта в модели системы, включающей в себя Солнце — центральную притягивающую точку и одну главную возмущающую точку — Юпитер ($a_1 = 5,2$ а.е., $e_1 = 0,048$), проведены расчеты с различными начальными данными, соответствующими ряду эволюционирующих орбит гипотетических и реальных астероидов (в частности, орбит астероидов 1866, 143219, 159518, 417444 с либрационным изменением аргумента перигелия [1]). Во внешнем варианте выполнены расчеты для ряда специальных начальных условий, соответствующих орбитальной эволюции гипотетических объектов в недавно открытой экзосистеме GJ 3512 ($a_1 = 0,338$ а.е., $e_1 = 0,4356$) [2].

Подробно результаты данной работы описаны в статьях [3, 4].

Литература

- [1] Скрипниченко П.В., Кузнецов Э.Д. Исследование динамической эволюции астероидов, испытывающих влияние эффекта Лидова-Козаи. Известия Главной астрономической обсерватории в Пулкове. 2018. № 225. Труды Всероссийской астрометрической конференции «ПУЛКОВО — 2018». С. 217–222.
- [2] Morales J. C., Mustill A. J., Ribas I., ... (список всех авторов и аффилиаций см. <https://science.sciencemag.org/content/365/6460/1441?intcmp=trendmd-sci>). A giant exoplanet orbiting a very-low-mass star challenges planet formation models. // Science. 2019. Vol. 365, Iss. 6460. Pp. 1441–1445. Manuscript author version <https://arxiv.org/ftp/arxiv/papers/1909/1909.12174.pdf>
- [3] Вашковьяк М.А. Некоторые особенности эволюции орбит в спутниковой ограниченной эллиптической двукратно осредненной задаче трех тел // Астрономический вестник. 2020. Т. 54. № 1 (в печати)
- [4] Вашковьяк М.А. Об эволюции орбит во внешнем варианте ограниченной эллиптической двукратно осредненной задачи трех тел // Астрономический вестник. 2020. Т. 54 (в печати).

PECULIARITIES OF THE EVOLUTION OF ORBITS IN RESTRICTED ELLIPTIC DOUBLE AVERAGED THREE-BODY PROBLEM

M. Vashkovyak

vashkov@keldysh.ru

Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS

A restricted elliptic three body problem is considered in the doubly averaged statement. Quality differences are described between its internal and external variants. The integrable cases of doubly averaged problem are investigated in detail: plane and orthogonal-apsidal orbits. In general (non-integrable) case numeral integration of the evolutionary system is carried out for some special values of parameters of problem and initial conditions.

ОПТИМИЗАЦИЯ ТРЕХМЕРНЫХ ТРАЕКТОРИЙ ПОСАДКИ НА ЛУНУ С ОГРАНИЧЕНИЕМ ПРОФИЛЯ СНИЖЕНИЯ

Ю. Улыбышев

Yuri.Ulybyshev@rsce.ru

Ракетно-космическая корпорация «Энергия»

Представлен прямой метод оптимизации трехмерных траекторий лунной посадки на фазе торможения с ограничением профиля снижения. В этом случае посадочный аппарат должен оставаться внутри конуса с некоторым максимальным углом и вершиной в заданной точке посадки. Это ограничение связано с двумя целями: посадочная ступень не должна пересекать лунную поверхность (в случае наличия неровностей рельефа вблизи точки посадки) и ограничивает угол видимости этой точки (качество системы видеонавигации зависит от этого угла).

Мы рассматриваем траекторию двигательного торможения с управлением — уровень тяги и направление реактивного ускорения (углы тангажа и курса). В некотором смысле этот доклад является продолжением предыдущей статьи [1], где рассматривалась оптимизация траекторий без ограничений. Модель движения посадочной ступени — точка переменной массы, движущейся над плоской поверхностью в однородном гравитационном поле.

Метод является двухуровневой оптимизацией характеристической скорости для заданных дальности и бокового направления при свободном конечном времени. Верхний уровень является одномерной задачей нелинейного программирования для времени. Нижний уровень — оптимизация для заданного времени и заданных координат точки посадки. Это численный метод, основанный на линейном программировании высокой размерности [2, 3]. Решение использует дискретизацию траектории на малые сегменты и близкую к равномерной дискретную аппроксимацию пространства управления (т. е. направление вектора реактивного ускорения и его величину) множеством псевдоимпульсов на каждом сегменте. Краевые условия представляются как линейное матричное уравнение. Матричное неравенство для сумм характеристических скоростей псевдоимпульсов используется для преобразования задачи к форме линейного программирования высокой размерности. Современное линейное программирование использует алгоритмы внутренней точки для таких задач высокой размерности. В общем случае непрерывные маневры включают некоторое количество смежных сегментов и необходима обработка решений линейного программирования для формирования последовательности маневров. Оптимальное число маневров определяется автоматически на этапе обработки. Если решение для заданных времени и терминальных условиях не существует — используется штрафная функция для критерия оптимизации.

Ограничения по профилю снижения могут быть представлены как минимальная высота в заданный момент для точки, смещенной относительно точки посадки. Это требует какого-то числа точек на конусе, но вычислительный опыт показал, что достаточно одной точки. Она соответствует времени, близкому к границе конуса. Поскольку высота и смещение этой точки заранее неизвестны, необходим итеративный процесс, который процесс также используется для обновления массы посадочной ступени на всех сегментах и соответственно частных производных. Ограничение высотного профиля является ограничением во внутренних точках траектории и требует введения дополнительных строк в матрице неравенств [3]. После получения решения линейного программирования и выполнения процедуры обработки вычисляется новая траектория с маневрами и определяется смещение прицельного вектора. Для получения сходящихся значений необходимы три-четыре итерации. Представлен способ преобразования задачи к классической форме линейного программирования.

Параметры посадочной ступени — реактивное ускорение $a_0 = 0,006$ км/с² и удельный импульс тяги $I_{sp} = 350$ с. Траектории дискретизировались по времени на 100 сегментов и использовалось близкое равномерному распределение псевдоимпульсов на единичной сфере с $k = 2000$ точек. Таким образом, число неизвестных переменных составляло $n \times k = 200\,000$. Представлен пример оптимальной траектории посадки для начальной точки ($H_0 = 15$ км, $L_0 = B_0 = 0$) и точки посадки ($H_f = 0,05$ км, $L_f = 250$ км, $B_f = 40$ км), угла наклона профиля $\pi/2 - \gamma = 25^\circ$ и оптимального конечного времени $t_f = 268,3$ с.

Потребная характеристическая скорость $\Delta V_x = 1838,3$ м/с. Для этой траектории имеется два непрерывных маневра. Направления реактивного ускорения на маневрах — непрерывные функции с диапазоном изменения угла тангажа $100-180^\circ$ и угла курса $30-60^\circ$. Для траектории без ограничений с теми же начальной и конечной точками оптимальное время $t_f = 268,3$ с и потребное $\Delta V_x = 1825,7$ м/с.

Описываются детали и вычислительные особенности численного метода. Рассматриваются качественные особенности трехмерных траекторий для различных углов наклона профиля снижения. Представленные результаты могут использоваться как часть процесса проектирования посадочного модуля. Цель доклада — демонстрация возможности представленного метода, который, несмотря на высокую размерность, является эффективным для оптимизации и анализа траекторий космических аппаратов с непрерывной тягой.

Литература

- [1] Ulybyshev Y. Optimization of Three-Dimensional Lunar Landing Trajectories and Accessible Area Computation // AIAA Guidance, Control and Dynamics. SCITECH2019, San-Diego, CA, Jan. 7–11, 2019, AIAA 2019-0668. 13 p.
- [2] Ulybyshev Y. Continuous Thrust Orbit Transfer Optimization Using Large-Scale Linear Programming // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2007. Vol. 30, No. 2. Pp. 427–436.
- [3] Ulybyshev Y. Spacecraft Trajectory Optimization Based on Discrete Sets of Pseudo-Impulses // Journal of Guidance, Control, and Dynamics. 2009. Vol. 32, No. 4. Pp. 1209–1217 (см. также AIAA Paper 2008-6276).

OPTIMIZATION OF THREE-DIMENSIONAL LUNAR LANDING TRAJECTORIES WITH GLIDE-SLOPE CONSTRAINT

Yu.P. Ulybyshev

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia

A direct optimization method of three-dimensional lunar landing trajectories for the descent phase with glide-slope constraint is presented. The constraint requires that the lander remain in a cone defined by a maximum slope angle and the vertex in a specified landing point. The motion model of the lander is a variable-mass point moving over a flat surface with a uniform gravity field. The method is a two-level optimization of the characteristic velocity for the specified final downrange and crossrange, and an unspecified final time. The upper-level is a single-variable nonlinear programming optimization of the time. The low-level is the landing optimization for the specified final time and specified landing point coordinates. It is a numerical method based on the large-scale linear programming. The solution is used a discretization of the trajectory on small segments and a near-uniform discrete approximation of the control space (i.e. thrust directions and magnitudes) by a pseudo-impulse set for each segment. A numerical example of a trajectory for a large crossrange with the glide-slope constraint is presented. Qualitative aspects of three-dimensional trajectories with different glide-slope angles are considered.

ПОДДЕРЖАНИЕ ВЫСОКИХ КРУГОВЫХ ПОЛЯРНЫХ ОРБИТ ВОКРУГ ЛУНЫ

А.А. Целоусова^{1,2}

tselousovaperm@mail.ru

С.П. Трофимов¹

М.Г. Ширококов¹

¹ Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

² Московский физико-технический институт

В работе предложен алгоритм поддержания высоких круговых полярных орбит вокруг Луны на основании исследования их вековой эволюции. Получены необходимые затраты характеристической скорости на поддержание околополярной орбиты высотой 10 тыс. км в течение года с учетом навигационных ошибок и ошибок исполнения маневра. Полученные результаты сравниваются с результатами для почти прямолинейной гало-орбиты L₂:2.

После завершения пилотируемой миссии «Аполлон-17» в декабре 1972 г. до текущего времени ни один пилотируемый корабль не выводился за пределы низких околоземных орбит. В настоящее время крупнейшие мировые космические агентства (NASA, Роскосмос, ESA, JAXA и CSA) совместно участвуют в разработке проекта, в рамках которого планируется создание обитаемой окололунной станции-платформы Lunar Orbital Platform-Gateway (LOP-G) [1], предназначенной для исследования Луны и дальнего космоса. Перспективная станция будет использоваться в качестве стартовой платформы для будущих лунных миссий, а также в качестве промежуточного пункта для первого пилотируемого полета к Марсу.

Для длительного существования станции в окололунном пространстве необходимо выбрать устойчивую рабочую орбиту в окрестности Луны с относительно небольшими затратами на поддержание. На данный момент в качестве основных кандидатов для размещения LOP-G рассматривают почти прямолинейные гало-орбиты (Near Rectilinear Halo Orbits, NRHO) — класс периодических орбит, принадлежащих семейству гало-орбит системы Земля-Луна и обладающих относительно небольшим расстоянием до меньшего тела (менее 20 тыс. км). Эти орбиты обладают хорошими условиями радиовидимости и освещенности и могут поддерживаться при относительно небольших затратах топлива в связи с их слабой неустойчивостью. Условия видимости любого участка на Луне с этих орбит примерно стационарны. Апоселений некоторых южных NRHO-орбит расположен над южным полюсом Луны, что удобно для установления связи с будущими лунными базами. В частности, на текущий момент южная NRHO L_2 9:2 выбрана NASA номинальной орбитой [2].

Почти круговые высокие полярные орбиты вокруг Луны также рассматриваются как один из вариантов размещения будущей станции. Условия освещенности и радиовидимости на таких орбитах хуже, чем для NRHO, но лучше, чем для низких окололунных орбит. Также на высоких орбитах не возникает проблема гравитационных аномалий (масконов). Все точки лунной поверхности наблюдаются с таких орбит с некоторой периодичностью, чаще всего траектория проходит над околополярными областями. Такие орбиты доступны для относительно недорогих быстрых перелетов с низких околоземных орбит. Затраты на быстрые двухимпульсные перелеты на высокие круговые полярные орбиты даже чуть меньше, чем для NRHO [3, 4].

Цель работы заключается в оценке затрат на поддержание и необходимой частоты коррекций почти круговой полярной окололунной орбиты высотой 10 тыс. км в течение года. В основе разработанной стратегии поддержания этой орбиты лежит анализ двукратно осредненных уравнений движения, учитывающих центральные гравитационные поля Луны и Земли. При численном моделировании координаты Земли и Луны, а также углы ориентации главных осей инерции Луны, необходимые для определения элементов орбиты относительно селенографической системы координат, берутся из базы эфемерид JPL DE430. В процессе поддержания орбиты моделируются навигационные ошибки и ошибки исполнения корректирующих маневров. Полученные результаты сравниваются с известными результатами для NRHO L_2 9:2.

*Работа выполнена при поддержке гранта Российского научного фонда
№ 19-11-00256.*

Литература

- [1] Tracy J. Lunar Orbital Platform-Gateway // The Next Great Steps: 45th Space Congress Proceedings, Cape Canaveral, Florida, USA, February 27 — March 1, 2018. 27 p.
- [2] Newman P. et al. Stationkeeping, Orbit Determination, and Attitude Control for Spacecraft in Near Rectilinear Halo Orbits // AAS/AIAA Astrodynamics Specialists Conference, Snowbird, Utah, August 19–23, 2018. 20 p.

- [3] Муртазин Р.Ф. Эффективное выведение космического аппарата на высокую круговую окололунную орбиту // Космонавтика и ракетостроение, 2019. Т. 108, № 3. С. 5–12.
- [4] Tselousova A., Shirobokov M., Trofimov S. Direct Two-Impulse Transfers from a Low-Earth Orbit to High Circular Polar Orbits around the Moon // AIP Conference Proceedings 2171, 130022 (2019).

STATION-KEEPING IN HIGH CIRCULAR POLAR ORBITS AROUND THE MOON

A. Tselousova^{1,2}

S. Trofimov²

M. Shirobokov²

¹ Moscow Institute of Physics and Technology

² Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS

A station-keeping approach based on the double-averaged equations of motion is proposed for high near-circular polar lunar orbits. The work presents the annual station-keeping delta-V cost for a 10,000 km polar orbit. Navigation errors and maneuver execution errors are taken into account.

ЭФФЕКТ ГРАВИТАЦИОННОГО МАНЕВРА ПРИ СБЛИЖЕНИЯХ АСТЕРОИДОВ С ЗЕМЛЕЙ

Л.Л. Соколов

И.А. Бальяев

Г.А. Кутеева

Н.А. Петров

Б.Б. Эскин

lsok@astro.spbu.ru

balasteravan@yandex.ru

g.kuteeva@spbu.ru

petrov@astro.spbu.ru

esk@astro.spbu.ru

Санкт-Петербургский государственный университет

Обсуждаются возможности увода опасного астероида от соударений с Землей с использованием эффекта гравитационного маневра для уменьшения необходимого изменения скорости астероида. В качестве примеров рассматриваются Апофис и 2000 SG344. Приводятся оценки эффекта гравитационного маневра.

Настоящая работа посвящена исследованию возможностей использования эффекта гравитационного маневра для целесообразного изменения орбиты астероида при сближении его с Землей (и другими планетами). Прежде всего речь идет о предотвращении соударений опасных астероидов с Землей. В качестве примера будут рассмотрены два из числа наиболее опасных астероидов: Апофис и 2000 SG344. Их размеры 370 и 37 м соответственно. Они имеют показатели по шкале Палермо соответственно 2,83 и 2,86. Еще более опасные по этой шкале астероиды, приведенные на сайте NASA [sentry/](https://neo.jpl.nasa.gov/sentry/) — 1950 DA и Bennu, не имеют возможных соударений с Землей в ближайшие 100 лет по данным этого сайта.

Одна из трудных проблем, связанных с обеспечением астероидной безопасности, — предотвращение соударений астероидов с Землей. Это актуально для астероидов размером более 50 м. В настоящее время предложен и исследуется ряд теоретически состоятельных возможностей, среди которых идейно самые простые — кинетический

метод (удар по астероиду тяжелым телом) и использование атомной (термоядерной) бомбы. Если не рассматривать вторую возможность, то принципиальная трудность других методов связана с необходимостью приложить большую энергию к массивному астероиду для предотвращения его соударения с Землей, особенно если время до этого соударения невелико. Одна из возможностей преодоления этой трудности — использование даровой энергии гравитационного поля планет при сближениях с ними на траекториях астероида, ведущих к соударению. Малые изменения скорости астероида при ударе по нему болванкой до сближения ведут к большому изменению его орбиты после сближения и возможности предотвращения соударения с Землей.

В настоящее время известно порядка тысячи астероидов, соударение с Землей которых не исключены в ближайшие 100 лет. Можно отметить среди них большое число астероидов, наблюдавшихся всего несколько дней и имеющих низкую точность орбиты, фактически потерянные. Чтобы их найти, необходима интенсификация наблюдений, а также тщательное исследование возможных сближений с Землей этих астероидов, когда можно уточнить их орбиты из наблюдений. Во многих случаях, если астероид наблюдался более чем в одном прохождении вблизи Земли, его орбита определяется достаточно точно для того, чтобы все возможные соударения стали невозможными. Исключением является хорошо известный специалистам астероид Апофис, а также астероид 2000 SG344.

После уточнения орбиты Апофиса при его сближении с Землей в 2012–2013 гг. оказалось, что его номинальная орбита расположена практически в центре сгущения траекторий возможных соударений, обусловленных резонансными возвратами после сближений с Землей в 2029 и 2051 гг. В настоящее время актуальны возможные соударения с Землей Апофиса в 2055, 2056, 2060 гг. и позднее. Самое опасное соударение — в 2068 г. с вероятностью около семи миллионов, а всего их известно в текущем столетии порядка сотни. Точность знания большой полуоси Апофиса в настоящее время около 80 метров, что выше, чем у подавляющего большинства астероидов. На сайте НАСА приведено 8 из числа наиболее опасных возможных в ближайшие сто лет его соударений с Землей начиная с 2060 г. и еще два соударения с малой вероятностью.

Примером эффекта гравитационного маневра является возможность увода Апофиса от некоторых соударений с Землей при воздействии на него до тесного сближения его с Землей в 2029 г., исследованная многими авторами. Удастся выиграть около четырех десятичных порядков в величине требуемого импульса скорости. В настоящей работе представлены аналогичные результаты для воздействия на Апофис после 2029 г., учитывающие сближения с Землей на траекториях соударений, особенно сближение в 2051 г. В частности, если воздействие на астероид происходит в 2035 г., то для того, чтобы минимальное геоцентрическое расстояние в 2068 г. превосходило радиус Земли, достаточно изменить скорость астероида на 0,1 мм/с. Такого изменения скорости (по порядку величины) можно достичь, если использовать ударник, как в планируемом эксперименте «АИДА». Таким образом, за счет сближений с Землей между 2035 и 2068 гг. мы выигрываем в импульсе скорости примерно в 60 раз (по сравнению с линейной зависимостью требуемого импульса от времени, характерной для кеплерова движения).

Орбита астероида 2000 SG344 близка к орбите Земли: большая полуось равна 0,997 а.е., эксцентриситет — 0,067, наклон — 0,1°. Его наблюдали 1,4 года и точность орбиты также сравнительно высока — ошибка знания большой полуоси около 60 км. На сайте НАСА приведено 101 возможное соударение в ближайшие сто лет. Они находятся в интервале с 2069 до 2113 г., самая большая вероятность девять десятичных у соударения в 2071 г. Мы также нашли более сотни возможных соударений с Землей астероида 2000 SG344 в текущем столетии. Отобрав на сайте НАСА соударения

с вероятностью более одной сотысячной (их оказалось 18), мы уверенно нашли их в нашем списке.

Были исследованы возможности увода от основных соударений с учетом предварающих их сближений. Например, на траектории основного соударения астероида 2000 SG344 в 2071 г. имеются 5 сближений на расстояние менее восьми миллионов километров с 2028 до 2030 г. и четыре сближения на такое же расстояние с 2069 до 2070 г. Для того чтобы минимальное геоцентрическое расстояние превосходило радиус Земли, достаточно изменить скорость астероида в 2019 г. на 0,036 мм/с, в 2027 г. — на 0,31 мм/с, в 2030 г. — на 4,5 мм/с, в 2066 г. — на 95 мм/с.

Таким образом, заблаговременное воздействие на астероид в принципе позволяет во многих случаях использовать эффект гравитационного маневра и существенно экономить требуемую для изменения орбиты энергию.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (грант № 18-12-00050). Вычисления проводились с использованием компьютерного кластера Вычислительного центра Ресурсного центра научного парка Санкт-Петербургского государственного университета.

THE EFFECT OF GRAVITATIONAL MANEUVER AT THE APPROACH OF AN ASTEROID TO THE EARTH

L.L. Sokolov
I.A. Balyaev
G.A. Kuteeva
N.A. Petrov
B.B. Eskin

lsok@astro.spbu.ru
balasteravan@yandex.ru
g.kuteeva@spbu.ru
petrov@astro.spbu.ru
esk@astro.spbu.ru

Saint-Petersburg University

The possibility of removing a dangerous asteroid from collisions with the Earth using the effect of gravitational maneuver to reduce the required change in the asteroid velocity is discussed. Apophis and 2000 SG344 are considered as examples. Estimates of the effect of the gravitational maneuver are given.

О НУТАЦИОННЫХ КОЛЕБАНИЯХ ЭКЗОПЛАНЕТЫ В ЗАДАЧЕ N ТЕЛ В НЕРЕЗОНАНСНОМ СЛУЧАЕ

П.С. Красильников

krasil06@rambler.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Исследуются собственные вращения экзопланеты в планетной задаче N тел в предположении, что траектории всех тел системы квазипериодичны, экзопланета является динамически-симметричным телом. Описаны колебания по углу нутации для случая, когда базисные частоты орбитальных движений — величины порядка единицы, а также, когда базисные частоты содержат малые параметры (орбита спутника экзопланеты эволюционирует).

На сегодняшний день выявлено более 3000 планет за пределами Солнечной системы. Жизнь на планете зависит от ряда факторов, в частности, от наклона оси вращения планеты, который задается углом нутации [1,2]. Небольшой устойчивый наклон вызывает времена года и обеспечивает плавное распределение температуры по всему земному шару. Стабильный климат полезен для развития зрелой жизни. Исследования климата экзо-планет показывают, что даже небольшие изменения в наклоне могут привести к резким изменениям климата. Малые наклоны указывают на то, что планета пригодна для обитания. Наклон Земли колеблется между $22,1^\circ$ и $24,5^\circ$, а эксцентриситет ее орбиты e колеблется в пределах от 0 до 0,06. Но даже таких незначительных изменений достаточно, чтобы загнать Землю в ледниковые периоды порядка 3000–4000 лет.

Рассмотрено два класса задач о колебаниях угла наклона оси вращения экзопланеты. В первом классе задач исследуется эволюция вращений экзопланеты в поле притяжения N массивных точечных тел при условии, что орбиты всех тел системы описываются квазипериодическими функциями времени с базисными частотами порядка единицы, эллипсоид инерции планеты близок к динамически-симметричному. Для исследования вращений экзопланеты использовалась техника усреднения. Описана топология усредненных вращений экзоземли для разных типов орбит небесных тел, входящих в систему [4]. В частности, показано, что в планетной задаче N тел вектор кинетического момента экзоземли совершает движения типа испорченной прецессии вокруг некоторой оси, составляющей малый угол с нормалью к плоскости «эклиптики». Вблизи экватора планеты наблюдаются либрационные движения в окрестности некоторых положений равновесия вектора кинетического момента. Получены явные приближенные формулы, описывающие колебания по углу нутации экзоземли в окрестности невозмущенного наклона δ_{11} , который задается гравитационным моментом от Солнца. Показано, что с увеличением δ_{11} возрастает размах колебаний по углу нутации, что отрицательно влияет на климат на планете. Получено также явное выражение для возмущенного периода прецессии T , описан эффект асинхронности вращений по углу прецессии: период T зависит от начальных условий по углу прецессии.

Во втором классе задач исследуется эволюция вращений экзопланеты, находящейся вблизи одного или нескольких небесных тел планетной системы. В этом случае медленная эволюция орбитальных движений экзопланеты и ближайших небесных тел оказывает существенное влияние на вращение экзопланеты. Гамильтониан усредненных уравнений вращения содержит медленно меняющиеся параметры. Несмотря на это гамильтониан задачи допускает разделение переменных, получена замкнутая система усредненных уравнений, описывающая колебания по углу прецессии и углу нутации. Однако в отличие от задач первого класса усредненные уравнения не интегрируемы, так как пропадают два первых интеграла. Для исследования таких задач применяется теория адиабатических инвариантов.

Рассмотрена задача вращения экзоземли под действием гравитационных моментов от звезды, экзолуны, находящейся на эволюционирующей орбите лунного типа (эволюционирует долгота восходящего узла и аргумент перигелия орбиты) и экзояпитера. Предполагается, что траектории экзоземли и экзояпитера — кеплеровские эллипсы. Построен адиабатический инвариант задачи, получены явные формулы, описывающие колебания по углу нутации экзоземли.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (грант № 18-01-00820).

Литература

- [1] Armstrong J.C., Barnes R., Domagal-Goldman S., Breiner J., Quinn T.R., Meadows V.C. Effects of extreme obliquity variations on the habitability of Exoplanets// *Astrobiology*. 2014. Vol. 14. Pp. 277–291.

- [2] Cowan N.B., Voigt A., Abbot D.S. Thermal phases of Earth-like planets: estimating thermal inertia from eccentricity, obliquity, and diurnal forcing// *Astrophys. J.* 2012. Vol. 757. P. 80.
- [3] Kasting J.F., Catling D. Evolution of a habitable planet// *Annu. Rev. Astron. Astrophys.* 2003. Vol. 41. Pp. 429–463.
- [4] Красильников П.С., Захарова Е.Е. Нерезонансные вращения спутника относительно центра масс на условно периодической орбите в ограниченной задаче N тел // *Космич. исслед.* 1993. Т. 31, вып. 6. С. 11–21.

ON THE NUTATION VARIATIONS OF EXO-PLANET IN N BODY PROBLEM: A NON-RESONANT CASE

P.S. Krasil'nikov

krasil06@rambler.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

We investigate the attitude motion of an exo-planet in the planetary N -body problem assuming the orbits of the celestial bodies to be quasi-periodic, the exo-planet to be a dynamically symmetric body. We investigate also the variation of the exo-planet nutational angle when orbital base frequencies are of order of one as well as in the case of the presence of small parameters among the base frequencies (evolving orbits).

О ПРИМЕНЕНИИ МЕТОДА УСРЕДНЕНИЯ В ЗАДАЧЕ О ЛОРЕНЦЕВОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ СПУТНИКА

А.Ю. Александров

a.u.aleksandrov@spbu.ru

А.А. Тихонов

a.tikhonov@spbu.ru

Санкт-Петербургский государственный университет

Рассматривается динамически симметричный спутник с лоренцевой системой ориентации. Исследуется проблема стабилизации спутника в орбитальной системе координат при наличии гравитационного возмущающего момента. Применяется разработанная для данной задачи модификация метода усреднения. На ее основе предложено строгое математическое обоснование, позволяющее получить оценки для параметров управления, обеспечивающих асимптотическую устойчивость положения относительно равновесия спутника, несмотря на естественное ограничение, присущее лоренцевой системе управления (неполнота управления). Доказательство основано на методе усреднения и прямом методе Ляпунова. Предложены оригинальные конструкции нестационарных функций Ляпунова. Эти конструкции учитывают структуру возмущений, действующих на рассматриваемую систему. Используется квадрупольное приближение магнитного поля Земли.

Для управления вращательным движением спутника может быть использован электродинамический эффект, вызванный лоренцевым взаимодействием заряженного спутника с геомагнитным полем, рассматриваемый с 1988 г. как основа для специального класса систем управления ориентацией спутника [1]. Управляемый лоренцев момент, действующий на заряженный спутник или эквивалентный ему спутник с двойным электростатическим слоем, может быть довольно большим и может успешно использоваться в качестве восстанавливающего крутящего момента в окрестности

положения относительного равновесия спутника [2]. Поскольку недавние исследования в области активного электростатического экранирования КА выявляют тенденцию к увеличению размеров заряженных экранов, управляющий лоренцев момент особенно подходит для стабилизации углового положения больших экранированных КА. Применение управляющего лоренцева момента не требует перемещения каких-либо массивных тел и никакого расхода рабочего вещества. Эти преимущества делают лоренцев момент похожим на момент магнитного взаимодействия, который широко используется для стабилизации углового положения спутника. При этом лоренцева система управления имеет некоторые преимущества по сравнению с магнитной системой управления ориентацией спутника [3].

В то же время известно (см. [1]), что применение единственного управляющего лоренцева восстанавливающего момента сталкивается с проблемой недостатка управления как следствия естественного ограничения направления лоренцева момента. Эта проблема рассматривалась в [4], где была представлена электродинамическая система управления ориентацией, сочетающая два восстанавливающих момента — лоренцев и магнитного взаимодействия — для преодоления недостатка лоренцевой системы управления. Однако элементы магнитной системы управления, создающие сильные магнитные поля на борту спутника, могут быть нежелательны. В этом случае лоренцева система управления ориентацией оказывается более предпочтительной.

Возможность стабилизации спутника с использованием управляющего лоренцева момента исследована в [3] на основе метода усреднения. Для спутника с возмущенным вращательным движением показано, что все собственные значения и определитель усредненной матрицы управления являются вещественными и положительными вдоль рассматриваемой орбиты [3]. Однако из-за определенных трудностей в применении метода усреднения авторам пришлось накладывать жесткие ограничения на моменты инерции спутника (рассматривался спутник с равными моментами инерции) [3]. Кроме того, полученные условия на параметры управления не вполне конструктивны.

В докладе мы следуем той же идее, которая использовалась в [3], и развиваем технику усреднения в задаче трехосной стабилизации положения спутника в орбитальной системе координат с использованием лоренцевой системы управления ориентацией. Предложено оригинальное и строгое математическое обоснование, позволяющее рассматривать спутник с двумя различными моментами инерции и получать конкретные оценки параметров управления, которые обеспечивают решение проблемы стабилизации положения спутника с использованием лоренцева управляющего момента. Учитывается влияние возмущающего гравитационного момента на динамику вращательного движения спутника. Используется квадрупольное приближение магнитного поля Земли. В рассматриваемом случае квадрупольное приближение магнитного поля Земли приводит к периодическим функциям времени в индукции геомагнитного поля.

В работе доказано, что лоренцева система управления ориентацией обеспечивает асимптотическую устойчивость положения равновесия спутника при возмущающем воздействии гравитационного момента при условии, что наряду с восстанавливающим действует также диссипативный момент. Используется нелинейный подход к задаче. Доказательство основано на прямом методе Ляпунова и методе усреднения. Предложены оригинальные конструкции стационарных функций Ляпунова. Эти конструкции учитывают структуру возмущений, действующих на спутник. С помощью предложенных функций Ляпунова получены достаточные условия асимптотической устойчивости положения равновесия спутника в орбитальной системе координат. Эти условия на параметры управления сформулированы в явном виде в терминах простых неравенств. Таким образом, предлагается конструктивный подход к разработке

стабилизирующего управления. Результаты моделирования подтверждают эффективность и реализуемость предлагаемой схемы управления ориентацией динамически симметричного спутника.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 19-01-00146-а).

Литература

- [1] Aleksandrov A.Y., Tikhonov A.A. Asymptotic stability of a satellite with electrodynamic attitude control in the orbital frame // Acta Astronautica. 2017. Vol. 139. P. 122–129. DOI: 10.1016/j.actaastro.2017.06.033.
- [2] Петров К.Г., Тихонов А.А. Момент сил Лоренца, действующих на заряженный спутник в магнитном поле Земли. Ч. 2: Вычисление момента и оценки его составляющих // Вестн. С.-Петербург. ун-та. Сер. 1. 1999. Вып. 3, № 15. С. 81–91.
- [3] D.K. Giri, M. Sinha, Three-axis attitude control of Earth-pointing isoinertial magneto-Coulombic satellites // International Journal of Dynamics and Control. 2017. Vol. 5, No. 3. Pp. 644–652. DOI: 10.1007/s40435-015-0206-x
- [4] Антипов К.А., Тихонов А.А. Параметрическое управление в задаче о стабилизации космического аппарата в магнитном поле Земли // Автоматика и телемеханика. 2007. № 8. С. 44–56.

ON THE APPLICATION OF THE AVERAGING APPROACH IN THE PROBLEM OF THE LORENTZ ATTITUDE STABILIZATION OF A SATELLITE

A.Yu. Aleksandrov
A.A. Tikhonov

Saint-Petersburg University

An Earth-pointing dynamically symmetric satellite with Lorentz attitude control system is under consideration. The problem of the satellite attitude stabilization in the orbital reference frame in the presence of gravitational disturbing torque is studied. The averaging technique is developed and applied in the problem. A rigorous mathematical justification is proposed which makes it possible to obtain estimation for control parameters that provide asymptotic stability of the satellite equilibrium position and ensures satellite attitude stabilization despite the underactuation due to the Lorentz control torque. The proof is based on the averaging technique and the Lyapunov direct method. Original constructions of nonstationary Lyapunov functions are proposed. These constructions take into account the structure of perturbations acting on the considered system. The quadrupole approximation of the Earth magnetic field is used.

ФОРМИРОВАНИЕ ИЗОБРАЖЕНИЯ НА НЕБОСВОДЕ ГРУППОЙ НИЗКООРБИТАЛЬНЫХ МИКРОСПУТНИКОВ С СОЛНЕЧНЫМИ РЕФЛЕКТОРАМИ

У.В. Монахова¹

monakhova@phystech.edu

Д.С. Иванов¹

danilivanovs@gmail.com

Д.А. Притыкин²

d.pritykin@skoltech.ru

Ш.Н. Биктимиров²

shamil.biktimirov@skolkovotech.ru

К.С. Чернов³

chernow.kirill@gmail.com

¹ ИПМ им. М.В. Келдыша

² Сколковский институт науки и технологий

³ МФТИ (НИУ)

Предложено децентрализованное управление группой микроспутников, оснащенных солнечными рефлекторами, с использованием аэродинамических сил для построения требуемой конфигурации. При соответствующих условиях освещения такую конфигурацию можно будет наблюдать с Земли в виде графического изображения. В работе исследуется время переходных процессов для достижения опорных относительных траекторий и достижимая точность с учетом возмущений и неопределенностей.

Рассматривается группа микроспутников, оснащенных парусами, которые могут использоваться в качестве отражателей солнечного света. При соответствующих угловом и орбитальном положении спутников отраженный солнечный свет формирует пиксельное изображение, которое можно наблюдать с поверхности Земли невооруженным глазом. Таким образом, групповой полет может служить космическим средством массовой информации, транслирующем логотипы или сообщения.

Для поддержания определенной ориентации изображения в орбитальной системе координат требуется постоянное управление спутниками с помощью двигателей, что приводит к чрезмерному расходу топлива [1]. Другой подход заключается в том, чтобы позволить изображению вращаться в орбитальной системе координат с орбитальным периодом. Для реализации подхода для каждого спутника выбираются такие начальные условия, которые обеспечивают его движение по круговой проективной относительной орбите [2]. Таким образом, каждый «пиксель» изображения движется в орбитальной системе координат в соответствии с линейными уравнениями относительного свободного движения. Эти траектории относительного движения можно рассматривать как опорные; сходимости к ним должна обеспечить система управления движением.

В настоящей работе рассматривается возможность построения требуемой конфигурации спутников для создания изображения на небосводе с помощью децентрализованного аэродинамического управления. Предполагается, что каждый спутник оснащен системой управления ориентацией. Это позволяет менять площадь поперечного сечения и положение рефлектора относительно набегающего потока, в результате чего возникают сила сопротивления и подъемная сила. Считается, что аппараты обмениваются информацией об относительном движении по межспутниковой линии связи. Требуемое положение аппарата рассчитывается в соответствии с разницей между фактическим и требуемым относительным движением. В процессе сходимости к опорным траекториям возможны опасные сближения между аппаратами. Поэтому при попадании аппаратов внутрь заданной опасной зоны управление переключается на предотвращение столкновения. Окончательная ориентация отражателей и изображения удовлетворяют требованиям наблюдаемости построенного изображения с Земли. Исследуется влияние возмущений от нецентральности гравитационного поля

и неопределенность в знании плотности атмосферы и параметров взаимодействия молекул с поверхностью рефлекторов на точность относительного положения спутников после сходимости.

Литература

- [1] Biktimirov S. et al. Deployment and maintenance of solar sail-equipped CubeSat formation in LEO // 18th Australian International Aerospace Congress (2019): ISSFD — 27th International Symposium on Space Flight Dynamics (ISSFD). Melbourne: Engineers Australia, Royal Aeronautical Society. 2019. Pp. 983–988.
- [2] Ivanov D. et al. Writing with Sunlight: CubeSat Formation Control Using Aerodynamic Forces // Proceedings of 70th International Astronautical Congress (IAC), Washington, USA, 21-25 October 2019. Pp. IAC-19-B4.IP.4.

SKY IMAGE CONSTRUCTION USING FORMATION FLYING OF MICROSATELLITES WITH SUN REFLECTORS

Ul.V. Monakhova¹

monakhova@phystech.edu

D.S. Ivanov¹

danilivanovs@gmail.com

D.A. Pritykin²

d.pritykin@skoltech.ru

Sh.N. Biktimirov²

shamil.biktimirov@skolkovotech.ru

K.S. Chernov³

chernov.kirill@gmail.com

¹ Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS

² Skolkovo Institute of Science and Technology

³ Moscow Institute of Physics and Technology

Decentralized control of formation flying of microsatellites equipped with solar reflectors by the aerodynamic forces to construct the required configuration is proposed. Under appropriate lighting conditions such a configuration can be observed from the Earth as a graphic image. The paper investigates the time of transient processes to achieve reference relative trajectories and accuracy taking into account perturbations and uncertainties.

ОБ ОТНОСИТЕЛЬНОМ ДВИЖЕНИИ ПОД СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ

А.В. Родников

rodnikovav@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Изучается движение посредством солнечного паруса легкого КА, стесненного неудерживающей связью (тросом) в окрестности тяжелой гравитационно стабилизированной гелиоцентрической космической станции.

В настоящее время солнечный парус перестает быть объектом только теоретических исследований [1]. Уже реализуются некоторые миссии, связанные с коррекцией орбит КА с помощью солнечных парусов, ряд теоретических исследований приобретают характер практических рекомендаций для будущих космических миссий. В частности, публикуются работы, связанные с использованием давления солнечного света для оптимизации межпланетных перелетов [2], для управления относительным движением

ем группы спутников [3] и даже для коррекции орбит потенциально опасных астероидов [4]. Во всех этих ситуациях, как и во многих других, солнечный парус по существу является вспомогательным средством, позволяющим, однако, реализовывать задачи предполагаемой миссии.

Тем не менее существуют ситуации, когда давление солнечного света продуцирует силу, превосходящую равнодействующую других сил, действующих на КА. Рассмотрим, например, движение КА, оборудованного отражающим солнечным парусом, в окрестности массивной гелиоцентрической орбитальной станции, с радиусом орбиты приблизительно в 1 а.е., неподвижной (гравитационно стабилизированной) в орбитальной системе отсчета. Будем считать, что отношение площади солнечного паруса S к массе аппарата m есть величина порядка $1 \cdot 10^2 \text{ м}^2/\text{кг}$, расстояние от аппарата до центра масс станции не превосходит 1 км и скорость аппарата в орбитальной системе отсчета меньше 1 м/с. В этих условиях оказывается, как нетрудно вычислить, что максимально возможная сила давления солнечного света F , действующая на парус, превосходит на несколько порядков результирующую сил притяжения и переносной силы инерции. Кориолисова сила инерции также оказывается во много раз меньше F .

Конечно, несмотря на вышесказанное, F остается величиной достаточно малой, однако даже, если $S/m = 1$ (например, парус площадью 200 м^2 перемещает массу 200 кг) эта сила способна переместить аппарат на 1 км примерно за 4 ч.

Используя для вычисления F стандартную модель, когда $F = PSn_x^2$ [1], где n_x — косинус угла между нормалью n к солнечному парусу и вектором, соединяющим центр Солнца с центром масс станции (очевидно, всегда $n_x \geq 0$), а P — величина солнечного давления на рассматриваемом расстоянии от Солнца, нетрудно убедиться, что F не может быть направлена под острым углом к направлению на Солнце. Следовательно, солнечный парус сам по себе не может создавать ускорение, способное заставить аппарат двигаться в сторону Солнца. Однако, ограничив движение аппарата с солнечным парусом неудерживающей связью, например, связав аппарат со станцией тросом, можно добиться того же эффекта, какой дает киль парусному судну, т. е. создать ускорение, позволяющее двигаться под острым углом к Солнцу.

В настоящем сообщении рассматривается модельная задача движения КА с солнечным парусом в двух ситуациях: когда аппарат движется вдоль троса, натянутого между двумя частями протяженной гелиоцентрической орбитальной станции, и когда аппарат связан тросом с какой-нибудь точкой такой станции. Решается задача локально-оптимального выбора направления нормали n , в частности, устанавливается, что проекция ускорения аппарата на радиус-вектор орбиты станции при движении в сторону Солнца не может превышать $2/27$ максимально возможного значения такого ускорения при движении от Солнца.

Очевидно, что в случае, когда аппарат связан со станцией тросом, его движение ограничено некоторой сферой. В сообщении указывается алгоритм перемещения аппарата между двумя точками этой сферы, начинающегося и заканчивающегося с нулевой относительной скоростью. Показано, что такое перемещение возможно между всеми точками сферы (в некоторых ситуациях с использованием остановки в некоторой промежуточной точке), исключая некоторую окрестность точки, наиболее близкой к Солнцу, причем нормаль n может быть выбрана неизменно направленной в орбитальной системе отсчета. Кроме того, описываются движения в направлении, перпендикулярном солнечным лучам, и некоторые другие движения.

Литература

- [1] Поляхова Е.Н. Космический полет с солнечным парусом. М.: URSS, 2018. 302 с.
- [2] Petukhov V.G. Optimal heliocentric trajectories for solar sail with minimum area / AIP Conference Proceedings, 1959, 040013 (2018); <https://doi.org/10.1063/1.5034616>

- [3] Овчинников М.Ю., Зараменских И.Е. Устранение относительного векового ухода орбит двух спутников, вызванного полярным сжатием Земли // Космические исследования. 2011. Т. 49, № 1. С. 68–74.
- [4] Youtao Gao, Jingyun Wu. Asteroid rotation control via a tethered solar sail // Advances in Space Research. 2016. Vol. 58, iss. 11. Pp. 2304–2312.

ON RELATIVE MOTIONS VIA THE SOLAR SAIL

A.V. Rodnikov

rodnikovav@mai.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

We study motions of a light spacecraft via the solar sail near a heavy gravitationally stabilized heliocentric space station if these motions are restricted by a unilateral constraint (tether).

ОТНОСИТЕЛЬНЫЕ РАВНОВЕСИЯ ТОЧКИ НА ПОВЕРХНОСТИ ШАРА В НЕОДНОРОДНОМ ГРАВИТАЦИОННОМ ПОЛЕ

А.А. Буров^{1,2}

jtm@yandex.ru

Е.С. Шалимова³

ekateryna-shalimova@yandex.ru

В.И. Никонов^{1,2}

nikon_v@list.ru

¹ Федеральный исследовательский центр «Информатика и управление»

² Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики»

³ МГУ имени М.В. Ломоносова

Рассматривается задача о движении материальной точки по поверхности равномерно вращающегося шара с неоднородным гравитационным полем. Предполагается, что между точкой и поверхностью шара действует сила сухого трения. Описываются множества неизолированных положений относительного равновесия точки на поверхности шара, а также их зависимость от параметров задачи.

Исследования показывают (см., например, [1]), что для малых небесных тел центробежные силы, порождаемые их вращением, превосходят силы гравитации, порождаемые их полем притяжения. Это приводит к тому, что незакрепленные объекты не могут находиться в определенных областях на поверхности таких тел. Этим обстоятельством, в частности, обусловлено использование скачущих роботов для обследования таких небесных тел. Другое обстоятельство, которое может наблюдаться, — это “сползание” объектов из определенных областей на поверхности вращающегося небесного тела, которому не может воспрепятствовать достаточно малая сила трения. Изучению таких областей и их зависимости от параметров задачи посвящена настоящая работа.

Ранее исследовался вопрос о существовании и устойчивости относительных равновесий на поверхности притягивающей сферы [2]. В настоящей работе предполагается, что гравитационное поле сферы неоднородно. Такая неоднородность может быть, например, вызвана наличием сферического участка вещества более высокой плотности (так называемого маскона) или сферической полости внутри шара. В этом случае задача эквивалентна задаче о движении и равновесии точки в поле двух при-

тягивающих или притягивающего и отталкивающего центра соответственно. Для такой системы изучались области относительных равновесий точки на сфере и их перестройки в зависимости от параметров задачи. Результаты исследования представлены в форме бифуркационных диаграмм.

Литература

- [1] Bellerose J., Girard A., Scheeres D.J. Dynamics and Control of Surface Exploration. Robots on Asteroids // Optimization & Cooperative Control Strategies. LNCIS 381. M.J. Hirsch et al. (Eds.). Berlin, Heidelberg: Springer-Verlag. 2009. Pp. 135–150.
- [2] Буров А.А., Косенко И.И., Шалимова Е.С. Об относительных равновесиях массивной точки на равномерно вращающемся астероиде // Доклады Академии наук. 2017. Т. 475, № 3. С. 269–272.

RELATIVE EQUILIBRIA OF A POINT ON THE SPHERE IN AN INHOMOGENEOUS GRAVITATIONAL FIELD

A.A. Burov^{1,2}

E.S. Shalimova³

V.I. Nikonov^{1,2}

jtm@yandex.ru

ekateryna-shalimova@yandex.ru

nikon_v@list.ru

¹ Federal Research Center “Computer Science and Control”, Russian Academy of Sciences

² Higher School of Economics — National Research University

³ Lomonosov Moscow State University

The problem of the motion of a heavy particle on a surface of a rotating sphere in an inhomogeneous gravitational field is considered. It is supposed that the dry friction force occurs between the particle and the surface of the sphere. Sets of non-isolated equilibria of the point on the surface of the sphere and their dependence on the parameters of the system were described.

РАЗЛОЖЕНИЕ ФУНКЦИИ МОЩНОСТИ ДОЗЫ РАДИАЦИИ ПО СФЕРИЧЕСКИМ ГАРМОНИКАМ В ЗАДАЧЕ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЕТА НА ГЕОСТАЦИОНАРНУЮ ОРБИТУ

А.Е. Старченко

aleksandr.starchenko@phystech.edu

НИИ прикладной механики и электродинамики МАИ

Рассматривается задача оптимизации траектории КА с целью снижения поглощенной дозы радиации, накопленной бортовыми системами при электроракетном выведении на геостационарную орбиту. Для применения методов оптимизации траекторий необходимо построение гладкой аппроксимации функции мощности дозы. Предлагается способ аппроксимации функции мощности дозы сферическими функциями.

Одним из важных аспектов проектирования КА, которые выводятся на геостационарную орбиту (ГСО) с помощью электроракетной двигательной установки (ЭРДУ), является учет радиационной нагрузки, возникающей при пересечении КА радиационных поясов Земли (РПЗ). Заряженные частицы РПЗ при взаимодействии с бор-

товой аппаратурой ухудшают характеристики элементной базы, снижают ее срок службы, приводят к ненормальному функционированию бортовых вычислительных машин и алгоритмов управления или даже могут привести к досрочному выходу из строя всего КА.

Одним из способов снижения радиационной нагрузки при выведении КА на ГСО с помощью ЭРДУ является выбор специальной траектории, пересекающей РПЗ таким образом, что суммарная накопленная доза радиации будет меньше, чем на траектории оптимального быстрого действия [1]. Для поиска таких траекторий можно применить принцип максимума Понтрягина и метод продолжения по параметру. В этом случае для эффективного решения возникающей краевой задачи необходимо построение сглаженной функции мощности дозы (скорости роста дозы за единицу времени), поскольку существующие численные модели потоков части РПЗ (например, AP-8/AE-8) не предоставляют непрерывно дифференцируемой зависимости потоков от пространственных переменных. Более того, в этих моделях присутствует шумовая составляющая потоков частиц РПЗ, что усложняет численный расчет производных от мощности дозы, необходимых при использовании принципа максимума. Для получения гладких функций мощности дозы либо аналогичных величин применяют различные методы аппроксимации и регуляризации, включая аппроксимацию сглаживающими сплайнами и сплайнами высокого порядка [2], а также различные эмпирические зависимости с подбираемыми коэффициентами [3]. Существующие методы аппроксимации могут вносить существенные погрешности в моделируемую зависимость мощности дозы от пространственных координат, что, в свою очередь, отражается на получаемых при оптимизации траекториях выведения. Поэтому разработка гладкой аппроксимационной модели мощности дозы, которая хорошо воспроизводит несимметричную сложную структуру РПЗ, является актуальной задачей.

В данной работе предлагается подход, в котором расчетная функция мощности дозы аппроксимируется усеченным рядом сферических функций (точнее говоря, шаровых функций). Коэффициенты разложения рассчитываются методом наименьших квадратов с использованием регуляризации А. Н. Тихонова [4].

Литература

- [1] Старченко А.Е. Оптимизация траектории выведения космического аппарата на геостационарную орбиту с целью снижения поглощенной дозы космической радиации // Космические исследования. 2019. Т. 57, № 4. С. 308–320.
- [2] Старченко А.Е. Сглаживание функции эквивалентного потока в задаче минимизации деградации солнечных батарей при выведении на геостационарную орбиту // Вестник «НПО им. С. А. Лавочкина». 2019. № 2 (44). С. 65–73.
- [3] Kluever C.A., Messenger S.R. Solar-Cell Degradation Model for Trajectory Optimization Methods // Journal of Spacecraft and Rockets. 2019. Vol. 56, No. 3. Pp. 844–853.
- [4] Nortje C.R., Ward W.O.C., Neuman B.P., Bai L. Spherical Harmonics for Surface Parametrisation and Remeshing // Mathematical Problems in Engineering. 2015. Vol. 2015. Article ID 582870.

SPHERICAL HARMONICS REPRESENTATION OF THE DOSE RATE FUNCTION IN THE GEOSTATIONARY ORBIT INSERTION TRAJECTORY OPTIMIZATION PROBLEM

A.E. Starchenko

aleksandr.starchenko@phystech.edu

Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of MAI

The problem of optimizing the spacecraft trajectory is considered in order to reduce the absorbed dose of radiation accumulated by onboard systems during electric propulsion insertion to the geostationary orbit. To apply the trajectory optimization methods, it is necessary to construct a smooth approximation of the dose rate function. A method is proposed for approximating the dose rate function with spherical functions.

ОПТИМИЗАЦИЯ ИМПУЛЬСНЫХ ТРАЕКТОРИЙ МЕТОДОМ ПРОДОЛЖЕНИЯ ИЗ ОПТИМАЛЬНЫХ ТРАЕКТОРИЙ С ИДЕАЛЬНО-РЕГУЛИРУЕМЫМ ДВИГАТЕЛЕМ

В.Г. Петухов

vgpetukhov@gmail.com

НИИ ПМЭ МАИ

Предлагается новый метод оптимизации импульсной траектории космического аппарата с использованием гомотопии между оптимальной траекторией с идеально-регулируемым двигателем и оптимальной импульсной траекторией. Метод применим для любого состава возмущающих ускорений, включая возмущения от нецентральной гравитационного поля и притяжения удаленных небесных тел. Особое внимание при разработке метода уделялось обеспечению его вычислительной устойчивости.

Оптимизация импульсных траекторий КА широко используется при проектно-баллистическом анализе космических миссий. Анализ оптимальных импульсных траекторий особенно важен на ранней стадии проектирования космических миссий, когда еще не определены ее основные проектные параметры. Такой анализ позволяет уменьшить количество вариантов схем полета и сузить диапазоны рассматриваемых в дальнейшем параметров траекторий.

Теория оптимизации импульсных траекторий (теория базис-вектора) была разработана Д.Ф. Лоуденом [1] и в дальнейшем развита многими другими авторами. Однако существующие методы вычисления оптимальных импульсных траекторий, основанные на этой теории, далеки от совершенства и проблема разработки эффективных и численно устойчивых методов оптимизации многоимпульсных траекторий, особенно в задачах с большими возмущающими ускорениями, остается актуальной.

Для решения этой проблемы сделана попытка применения метода продолжения по параметру [2] с целью вычисления оптимальной импульсной траектории из известного решения задачи оптимизации траектории КА с идеально-регулируемым двигателем. Для оптимизации траектории с идеально-регулируемым двигателем также применяется метод продолжения по параметру в варианте, предложенном в статье [3]. Этот метод обладает хорошей вычислительной устойчивостью и позволяет находить различные экстремали соответствующей задачи оптимального управления. Для реализации нового метода используются две вспомогательные задачи. Первая вспомогательная задача — задача о перелете с ограниченной величиной реактивного уско-

рения с минимальными затратами характеристической скорости, в которой величина максимального реактивного ускорения линейно зависит от параметра продолжения. В начале продолжения максимальное реактивное ускорение задается близким к максимальной абсолютной величине базис-вектора на начальной идеально-регулируемой траектории, а в конце — достаточно большой величиной, на несколько порядков превосходящей начальное значение. Система дифференциальных уравнений второй вспомогательной задачи соответствует системе дифференциальных уравнений движения КА с идеально-регулируемым двигателем в начале процесса продолжения и уравнениям пассивного движения КА в конце продолжения.

Импульсы скорости вводятся в локальных максимумах абсолютной величины базис-вектора, определенного на решении второй вспомогательной задачи. Направление импульса скорости определяется направлением базис-вектора в этой точке. Величина импульса скорости вычисляется из решения первой вспомогательной задачи в окрестностях этих локальных максимумов. Для этого используется разложение модуля базис-вектора в ряд Тейлора до второй степени по времени, что позволяет получить оценку величины импульса скорости как произведения длительности активного участка на величину реактивного ускорения. Следует отметить, что первая вспомогательная задача используется только для аналитических оценок величины импульса скорости. Необходимость численного интегрирования уравнений движения этой задачи отсутствует.

С увеличением параметра продолжения реактивное ускорение во второй вспомогательной задаче уменьшается, а в конце процесса продолжения уравнения движения — становится нулевым. Разработанная процедура поддерживает нулевыми невязки краевой задачи в процессе всего продолжения, поэтому в конце продолжения краевые условия выполняются только за счет импульсов скорости. Показывается, что полученная импульсная траектория удовлетворяет необходимым условиям оптимальности. Приводятся детали реализации предлагаемого метода и численные примеры оптимизации импульсных траекторий с его помощью.

*Работа выполнена за счет гранта Российского научного фонда
(проект № 16-19-10429).*

Литература

- [1] Lawden D.F. Optimal trajectories for space navigation, Butterworths Publishing Corporation, 1963.
- [2] Давиденко Д.Ф. Об одном новом методе численного решения систем нелинейных уравнений // ДАН СССР. 1953. Т. 88, № 4. С. 601–602.
- [3] Петухов В.Г. Оптимизация межпланетных траекторий космических аппаратов с идеально-регулируемым двигателем методом продолжения // Космические исследования. 2008. Т. 46, № 3. С. 224–237.

OPTIMIZATION OF IMPULSIVE TRAJECTORIES USING CONTINUATION FROM OPTIMAL POWER-LIMITED TRAJECTORIES

V.G. Petukhov

vgpetukhov@gmail.com

Research Institute of Applied Mechanics and Electrodynamics of MAI

New method for optimizing the impulsive trajectory of a spacecraft using homotopy between an optimal power-limited trajectory and an optimal impulsive trajectory is proposed. The method is

applicable for any composition of perturbing accelerations, including high-order geopotential gravity acceleration and the gravity of distant celestial bodies. Particular attention in the development of the method is paid to ensure its computational stability.

МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ МЕЖПЛАНЕТНЫХ ТРАЕКТОРИЙ КА С ЭРДУ В РАМКАХ ЗАДАЧИ МНОГИХ ТЕЛ

М.С. Константинов

mkonst@bk.ru

МАИ

Разработана методика оптимизации траектории межпланетного перелета КА с двигателем малой тяги в модели движения, учитывающей гравитационное воздействие нескольких небесных тел (прежде всего, Земли, Луны и Солнца) на всей траектории перелета. Методика апробирована на примере анализа схемы перелета к Венере с гравитационным маневром у Земли в проекте «Интергелиозонд».

Анализируется схема межпланетного перелета, при которой химический разгонный блок обеспечивает перевод КА на отлетную от Земли траекторию и затем отделяется от КА. Дальнейший перелет осуществляется с использованием электроракетной двигательной установки (ЭРДУ). Рассматриваемая схема межпланетного перелета может использовать один или несколько гравитационных маневров у планет. Предполагается сформулированной транспортной задаче доставки КА на какую-либо гелиоцентрическую траекторию или в окрестность планеты назначения. Предполагаются известны характеристики рассматриваемой транспортной системы. ЭРДУ предполагается нерегулируемой с возможностью многократного включения на траектории перелета.

Критерием оптимизации рассматривается конечная масса КА. Она максимизируется. Оптимизируемыми характеристиками рассматриваются следующие параметры и функции времени: дата старта КА с околоземной орбиты, долгота восходящего узла этой орбиты, аргумент широты точки старта с нее, величина требуемого импульса скорости при старте с околоземной орбиты (он рассматривается чисто разгонным), программа включения-выключения ЭРДУ на траектории перелета, углы ориентации вектора тяги ЭРДУ на активных участках траектории.

Анализ методики проводится на примере проектирования траектории Земля – Земля – Венера. Эта траектория рассматривается как начальный этап выведения КА на гелиоцентрическую орбиту с относительно низким перигелием и большим наклоном к плоскости солнечного экватора. Такая траектория может быть использована в рамках проекта «Интергелиозонд», предназначенного для исследования Солнца. Вся предлагаемая схема выведения КА на рабочие гелиоцентрические орбиты включает реализацию с использованием ЭРДУ гелиоцентрического перелета Земля – Земля и гравитационный маневр у Земли, обеспечивающий перелет КА к Венере. На последующих этапах перелета используется последовательность гравитационных маневров у Венеры. В настоящей работе гравитационные маневры у Венеры не анализируются, а транспортная задача формулируется так: доставить КА на известную своими характеристиками гелиоцентрическую орбиту Земля-Венера.

Траектория КА рассматривается состоящей из трех участков.

На первом стартовом геоцентрическом участке математическая модель движения КА учитываются гравитационные воздействия от Земли, Луны и Солнца. Время движение на этом участке предлагается фиксировать. При численном анализе оно полагалось равным 3 суток. Уравнения, описывающие движение КА на стартовом гео-

центрическом участке, записываются в геоцентрической эклиптической системе координат.

На втором участке траектории (гелиоцентрическом участке) учитываются гравитационные воздействия Солнца, Земли, Луны. Уравнения, описывающие движение КА на гелиоцентрическом участке, записываются в гелиоцентрической эклиптической системе координат. Анализ оптимального движения на этом участке проводится с использованием необходимых условий принципа максимума. При этом вводится вектор сопряженных переменных, закон включения/выключения ЭРДУ. Оптимальная программа управления вектором тяги находится из условия супремума гамильтониана. Уравнения, описывающие изменение вектора сопряженного к радиус-вектору, значительно изменяются (усложняются) из-за учета возмущающего гравитационного воздействия от Земли и Луны. Это приводит к изменению базис-вектора и оптимальной программы полета КА.

Движение КА на геоцентрическом участке гравитационного маневра у Земли описывается в геоцентрической эклиптической системе координат. При анализе учитывается гравитационные воздействия Земли, Луны и Солнца. Рассматривалось два варианта движения КА на этом участке. В более простом варианте этот участок считается пассивным (соответствует пассивному гравитационному маневру). Во втором варианте предполагается возможность включения ЭРДУ и оптимизируется закон ее работы. Во всех случаях геоцентрический участок заканчивается в выбранную дату на траектории Земля – Венера. Транспортная задача считается выполненной, если положение и скорость в конечной точке геоцентрического участка гравитационного маневра обеспечивают движение по заранее найденной траектории Земля – Венера.

Методика предполагает использование нескольких этапов.

1. Осуществляется предварительное решение рассматриваемой транспортной задачи в рамках традиционного метода грависфер нулевой протяженности. При этом вся траектория КА рассматривается состоящей из участков, анализируемых в рамках ограниченной задачи двух тел. Используется принцип максимума с полным набором условий оптимальности.

2. На основе полученного на первом этапе решения определяются характеристики оптимальной траектории: долгота восходящего узла низкой околоземной орбиты, аргумент широты точки старта с нее, величина импульса скорости при старте от Земли, радиус-вектор перицентра гипербол пролета при гравитационных маневрах. Находятся характерные радиус-векторы КА векторы его скорости в той системе координат, которая будет использоваться на последующих этапах.

3. Анализируется стартовый геоцентрический участок. Решается двухточечная трехпараметрическая краевая задача. Выбираемые параметры: долгота восходящего узла околоземной орбиты, аргумент широты точки старта с нее и величина разгонного стартового импульса. Краевые условия: величина, склонение и прямое восхождение оскулирующего вектора гиперболического избытка скорости, полученного по условиям движения в конечной точке траектории этого участка.

4. Анализируется гелиоцентрический участок траектории, начальные условия для фазовых переменных на участке считаются известными из анализа предыдущего участка траектории. Начальным приближением для вектора сопряженных переменных рассматривается значение этого вектора, полученного методом грависфер нулевой протяженности. Решается задача определения вектора сопряженных переменных, обеспечивающего минимальное расстояние КА от Земли в дату на несколько суток более раннюю, чем дата гравитационного маневра. Используется формулировка задачи безусловной минимизации.

5. Уточняется вектор сопряженных переменных в начальной точке гелиоцентрического участка. Рассматриваются краевые условия попадания КА в точку картинной

плоскости (полученную из решения предварительной задачи) и обеспечивается в этой точке вектор геоцентрической скорости КА.

6. Анализируются траектория на двух участках (гелиоцентрическом и геоцентрическом участке гравитационного маневра). Выбираемыми характеристиками рассматриваются компоненты вектора сопряженных переменных в начальной точке гелиоцентрического участка и время перелета. Краевые условия — радиус-вектор и вектор скорости в перигее гиперболы при гравитационном маневре у Земли. Значения этих векторов определяются из решения предварительной задачи.

7. На следующем этапе набор выбираемых параметров не изменяется, а краевые условия рассматриваются такими: радиус-вектор и вектор скорости КА в известную дату на траектории Земля — Венера.

8. На заключительном этапе исследуются все три рассматриваемых участка траектории. Проводится уточнение всех выбираемых характеристик траектории перелета.

METHOD TO DESIGN THE INTERPLANETARY TRAJECTORIES OF A SC WITH EP WITHIN THE PROBLEM OF MANY BODIES

M.S. Konstantinov

mkonst@bk.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

A technique has been developed to optimize the trajectory of an interplanetary flight of a spacecraft with a low thrust in a motion model that takes into account the gravitational effect of a several celestial bodies (primarily the Earth, the Moon and the Sun) over the entire trajectory. The technique was tested on the example of the analysis of the scheme of flight to Venus with a gravitational maneuver near the Earth in the project "InterhelioProbe".

ДВИЖЕНИЕ ВРАЩАЮЩЕГОСЯ АППАРАТА С СООСНЫМ МАХОВИКОМ И МАГНИТНЫМ УПРАВЛЕНИЕМ

М.Ю. Овчинников

В.И. Пеньков

Д.С. Ролдугин

С.С. Ткачев

rolduginds@gmail.com

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Рассматривается спутник с быстровращающимся вокруг оси симметрии корпусом и соосным маховиком, имеющий небольшой суммарный кинетический момент. Предложены закон управления магнитной системой ориентации, обеспечивающий требуемое положение равновесия, и модельное управление, обеспечивающее его асимптотическую устойчивость. Анализируются возможности магнитной системы по реализации данного управления, включая особенности реализации модельного закона управления.

Магнитная система ориентации обычно используется для обеспечения углового движения малых спутников, не совершающих сложных вращательных движений. Исключением являются спутники, стабилизируемые собственным вращением. Обычно такие

аппараты поддерживают постоянную или медленно меняющуюся ориентацию в инерциальном пространстве. Однако интерес представляет и ориентация оси вращения в подвижных осях, например, вдоль касательной к орбите или вдоль местной вертикали. При такой ориентации оси вращения ее поворот в инерциальном пространстве сопровождается возникновением гироскопического момента, который необходимо парировать, чтобы избежать весьма сложного движения спутника относительно центра масс.

Отдельно стоит вопрос об обеспечении осевого вращения корпуса спутника и одновременно устранении возникающего при этом кинетического момента. Для решения этой проблемы предлагается установить на спутнике управляемый маховик, ось вращения которого коллинеарна оси закрутки корпуса спутника. Таким образом, можно решить две проблемы — обеспечить вращение корпуса спутника, например, для сканирования установленными на нем приборами окружающего пространства, а также избежать возникновения возмущающего гироскопического момента. В работе рассматривается маховик, медленно и равномерно раскручиваемый до необходимой скорости.

Для осесимметричного аппарата с соосным маховиком получено управление дипольным моментом магнитной системы ориентации, обеспечивающее существование положения равновесия, при котором ось вращения совпадает с касательной к орбите. Управление получено в полусвязанной системе координат, не участвующей в собственном вращении аппарата. Это положение оказывается неустойчивым. Далее предложено модельное управление, обеспечивающее устойчивость, в том числе асимптотическую, требуемого движения. Это управление затем подлежит к реализации с помощью магнитной системы. Рассмотрены практические вопросы такой реализации, включая переход от полусвязанной системы к связанной с аппаратом, и вопрос нормировки коэффициентов усиления в модельном управлении при его реализации магнитной системой с учетом переменной величины вектора геомагнитной индукции. Найдены параметры реализуемого магнитной системой управления, обеспечивающие асимптотическую устойчивость требуемого движения. Приведены примеры численного моделирования.

*Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда
(грант № 17-71-20117).*

ANGULAR MOTION OF A SPINNING SATELLITE WITH COAXIAL WHEEL AND MAGNETIC CONTROL

M.Yu. Ovchinnikov

V.I. Penkov

D.S. Roldugin

S.S. Tkachev

roldugins@gmail.com

Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS

Fast rotating satellite angular motion is considered. The satellite is axisymmetrical. Flywheel is installed on the axis symmetry to cancel or at least reduce the resulting angular momentum of the satellite-wheel system. Magnetic control algorithm is proposed to provide the equilibrium position of a spin axis in the orbital reference frame. Asymptotic stability is ensured with the three-axis control that resembles the damping algorithm. The latter implementation with the magnetic control system is considered, as well as other onboard implementation issues.

ИДЕНТИФИКАЦИЯ ПАРАМЕТРОВ БЛОКА НЬЮТОНОМЕТРОВ

А.И. Матасов

alexander.matasov@gmail.com

Механико-математический факультет МГУ им. М.В. Ломоносова

Предлагается новая математическая формализация задачи идентификации параметров блока ньютонометров. С помощью этой формализации обосновывается известный метод скаляризации, который часто используется для калибровки блока ньютонометров на стенде. Определяется граница применимости метода скаляризации.

Гарантирующий подход к оцениванию в априорной постановке сформулирован в классических работах М.Л. Лидова и Н.Н. Красовского. В основном он применялся для решения задач космической баллистики. Однако при небольшой модификации он может быть успешно использован для решения задачи идентификации параметров блока ньютонометров, который является одним из двух основных механических сенсоров инерциальной навигационной системы.

В идеале три ньютонометра должны быть установлены строго по осям так называемого приборного трехгранника, который фиксирован в корпусе бесплатформенной инерциальной навигационной системы. Однако на практике ньютонометры имеют погрешности масштабных коэффициентов и систематические смещения. Кроме того, оси их чувствительности не расположены в точности по осям приборного трехгранника. Для определения параметров, характеризующих эти погрешности (их число равно двенадцати), блок ньютонометров с помощью стенда устанавливают в различные угловые положения и по показаниям ньютонометров составляют соответствующую систему алгебраических уравнений. Основная проблема состоит в выборе этих угловых положений. Так как проведение калибровочных экспериментов является непростой технологической процедурой, число указанных угловых положений не должно быть большим.

Показания ньютонометров характеризуются проекциями нормализованного (единичного) вектора ускорения силы тяжести на оси приборного трехгранника. Из-за погрешностей датчиков углов поворота стенда угловые ориентации блока известны с некоторой ошибкой, иногда весьма существенной. Будем описывать неточность в знании каждой угловой ориентации вектором малого поворота с неизвестными компонентами, ограниченными известной величиной. Кроме того, будем считать, что флуктуационные ошибки измерений ньютонометров также не известны, но ограничены другой известной величиной. Тогда задача калибровки блока ньютонометров сводится к задаче оценивания по континууму всех измерений на единичной сфере на фоне помех, вызванных неточным знанием угловых ориентаций и флуктуационных погрешностей в измерениях ньютонометров. Отличие данной задачи оценивания от классической состоит в том, что измерения параметризуются вектором ориентации, а не временем.

Применяя гарантирующий подход к соответствующей задаче оценивания, задача идентификации параметров блока ньютонометров сведена к решению новой вариационной задачи с негладким функционалом при континуальных ограничениях.

Метод скаляризации состоит в том, что вместо трехмерных измерений (от трех ньютонометров) волевым образом рассматривается одно скалярное измерение, не содержащее ошибок в знании ориентации стенда. Формально это соответствует существенному сужению класса допустимых оценивателей в исходной негладкой вариационной задаче.

Для исходной вариационной задачи и ее редуцированного аналога с помощью теории двойственности найдены точные решения в аналитическом виде. Показано, что найденные решения носят импульсный характер с малым числом импульсов. Точки расположения этих импульсов определяют оптимальный план калибровки — требуемые угловые положения. Таким образом, применение гарантирующего под-

хода позволяет из континуума угловых положений блока выбрать небольшое число наиболее информативных угловых положений блока. Получено условие на величины, ограничивающие помехи, при которых решения полной и редуцированной задачи совпадают. Это условие определяет границу применимости метода скаляризации.

*Работа выполнена при поддержке Российского фонда
фундаментальных исследований (грант № 18-01-00054-а).*

IDENTIFICATION OF ACCELEROMETER UNIT PARAMETERS

A.I. Matasov

alexander.matasov@gmail.com

Faculty of Mechanics and Mathematics, Moscow Lomonosov State University

In the work, a new mathematical formalization of the accelerometer unit calibration problem is proposed. By means of this formalization the well-known scalarization method is justified, which is widely used to calibrate accelerometer unit at a test bench. The limit of this method applicability is determined.

ИССЛЕДОВАНИЕ ТОЧНОСТИ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ОРИЕНТАЦИИ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Я.В. Маштаков

yarmashtakov@gmail.com

У.В. Монахова

Д.С. Иванов

С.С. Ткачев

А.И. Шестоперов

А.С. Охитина

ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Проводится аналитическое и численное исследование достижимой точности ориентации, которую способна обеспечить система на основе двигателей-маховиков, магнитометра, солнечного датчика и датчика угловой скорости. Для оценки текущего вектора состояния КА используется расширенный фильтр Калмана. Рассматриваются различные варианты, когда оцениваемый вектор состояния включает как параметры углового движения, так и систематические ошибки измерений датчиков.

Для успешной работы системы ориентации КА должны быть решены несколько задач. Во-первых, необходимо определить требуемое угловое движение КА (ориентацию и угловую скорость), которое обеспечивает выполнение поставленной научной или прикладной задачи. Во-вторых, нужно оценить текущий вектор состояния аппарата по измерениям бортовых датчиков. В-третьих, должен быть сделан расчет управляющих воздействий, который обеспечит совмещение связанной с аппаратом системы координат с требуемой. В настоящей работе последовательно рассматриваются все эти задачи.

На примере стабилизации КА в орбитальной системе координат рассматривается общий подход к построению опорного движения, который позволяет получить ана-

литические выражения для опорной угловой скорости и ориентации. Для управления ориентацией используется алгоритм на основе прямого метода Ляпунова, обеспечивающий асимптотическую устойчивость требуемого движения [1].

Особое внимание в работе уделяется задаче определения текущего вектора состояния КА. Для этого используются измерения трех различных типов датчиков, установленных на борту: магнитометра, солнечного датчика и датчика угловой скорости [2]. Для оценки вектора состояния используется расширенный фильтр Калмана, который использует линеаризованные уравнения движения спутника и измерения датчиков, чтобы получить наилучшую по среднеквадратичному критерию оценку. Рассматриваются различные наборы используемых датчиков, соответствующие различным сценариям движения аппарата. Так, в штатном режиме доступны измерения всех датчиков, а при движении в тени Земли могут быть использованы лишь датчик угловой скорости и магнитометр. Кроме того, приводятся модификации фильтра Калмана, где в вектор состояния, кроме ориентации и угловой скорости КА также входят сдвиги нуля используемых датчиков.

Для каждого алгоритма вычисляется достижимая точность определения ориентации аппарата на основе массового численного моделирования работы фильтра Калмана со случайными начальными ошибками. После сходимости оценок фильтра Калмана вычисляются среднеквадратическое отклонение и максимальная ошибка конечного угла поворота, и ошибка угловой скорости. На основе этой информации выбираются такие параметры матрицы ошибок модели, при которых ошибка вектора состояния минимальна. Для алгоритмов на основе измерений солнечного датчика и магнитометра исследуется точность оценки углового движения в зависимости от угла между направлением на Солнце и вектором локального магнитного поля.

*Работа выполнена при поддержке Российского научного фонда
(грант № 17-71-20117).*

Литература

- [1] Mashtakov Y.V., Ovchinnikov M.Y., Tkachev S.S. Study of the disturbances effect on small satellite route tracking accuracy // Acta Astronaut. 2016. Vol. 129. P. 22–31.
- [2] Ivanov D. et al. Analytical study of microsatellite attitude determination algorithms // Acta Astronaut. 2015. Vol. 116. P. 339–348.

STUDY OF SMALL SATELLITE ATTITUDE DETERMINATION AND CONTROL SYSTEM ACCURACY

Ya.V. Mashtakov
Ul.V. Monakhova
D.S. Ivanov
S.S. Tkachev
A.I. Shestiporov
A.S. Okhitina

yarmashtakov@gmail.com

Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS

Analytical and numerical study of the accuracy provided by an attitude determination and control system is conducted. This system consists of reaction wheels, magnetometer, sun sensor and angular velocity sensor. The Extended Kalman filter is used to estimate current satellite state vector. Several modifications of the Kalman filter that include sensor bias in the state vector are considered.

АППРОКСИМАЦИЯ ГИБРИДНОГО АВТОМАТА, МОДЕЛИРУЮЩЕГО ДИНАМИКУ КОСМИЧЕСКОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ

А.А. Буров^{1,3}
И.И. Косенко^{1,2,4}
В.И. Никонов¹

aburov@ccas.ru
kosenkoi@gmail.com
nikon_v@list.ru

¹ ФИЦ ИУ РАН

² МАИ

³ ВШЭ

⁴ МИРЭА

Рассматривается модель космической тросовой системы (КТС), связанной при помощи троса с поверхностью вращающегося эллипсоидального астероида. Исследуются условия натянутости троса. Также рассматриваются условия схода со связи и выхода на связь. Компьютерная модель КТС строится в виде механической системы с неудерживающей связью, реализуемой в виде гибридного автомата. Модель самого гибридного автомата также аппроксимируется и анализируется.

Построение компьютерной модели динамики КТС при маневрировании в окрестности малых тел Солнечной системы затруднено в силу ряда обстоятельств. Во-первых, вычисление силы гравитации затруднено нерегулярным характером распределения масс внутри небесного тела. Во-вторых, величина приповерхностной гравитационной силы для малого тела чрезвычайно мала, так что маневрирование в окрестности такого тела является нетривиальной задачей.

В качестве примера тела достаточно «неправильной» формы рассматривается эллипсоидальный астероид, что приводит к вычислению эллиптических интегралов специального вида. Данный процесс реализуется в виде системы обыкновенных дифференциальных уравнений, добавляемых к исходной системе уравнений динамики КТС. Для реализации модели неудерживающей связи используется конструкция гибридного автомата. В нашем случае автомат имеет два состояния: «трос ослаблен»; «трос натянут». Помимо динамической модели гибридного автомата, аппроксимирующей модель исходной задачи, сама автоматная модель также аппроксимируется. Эти аппроксимации сводятся к замещению моделей «идеального» удара при помощи его различных регуляризаций, которые численно анализируются.

Работа выполнена при поддержке РТУ МИРЭА (проект ИЦМР-9).

Литература

- [1] Burov A.A., Guerman A.D., Kosenko I.I. and Nikonov V.I. Dynamics of a pendulum anchored to a rotating asteroid // IFAC PapersOnLine. 2018. Vol. 51. P. 867–872.

APPROXIMATION OF HYBRID AUTOMATA SIMULATING DYNAMICS OF TETHERED SPACECRAFT

A.A. Burov^{1,3}
I.I. Kosenko^{1,2,4}
V.I. Nikonov¹

aburov@ccas.ru
kosenkoii@gmail.com
nikon_v@list.ru

¹ FITZ IU RAN

² MAI

³ HSE

⁴ MIREA

A model of a tethered spacecraft system (TSS) is under analysis. The system is connected by cable with a surface of rotating ellipsoidal triaxial asteroid. Conditions of the tether tense state are investigated. Conditions for constraint loss and landing are also under consideration. The TSS computer model is constructed as a mechanical system having unilateral constraint which is implemented as hybrid automata. This latter one is also approximated and analyzed.

ОТРАБОТКА МЕТОДОВ УЧЕТА УХОДЯЩЕГО ОТ ЗЕМЛИ ИЗЛУЧЕНИЯ ПРИ МОДЕЛИРОВАНИИ ПРИХОДА ЭЛЕКТРОЭНЕРГИИ НА РС МКС В ЭКСПЕРИМЕНТЕ «АЛЬБЕДО»

Д.Н. Рулев

dmitry.rulev@rsce.ru

ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»

Описывается реализация на российском сегменте (РС) международной космической станции (МКС) космического эксперимента (КЭ) «Альбедо», в рамках которого исследуется излучение системы «атмосфера — подстилающая поверхность» и осуществляется отработка методов его учета при моделировании работы системы электропитания (СЭП) РС МКС. В результате реализации КЭ будут отработаны методики определения и использования характеристик уходящего от Земли излучения в модели СЭП РС МКС, разработаны рекомендации по режимам управления СЭП перспективных КА. Полученные в КЭ результаты также могут быть использованы в системах глобального мониторинга Земли.

Космический эксперимент «Альбедо». На российском сегменте (РС) международной космической станции (МКС) проводится космический эксперимент (КЭ) «Исследование характеристик излучения Земли и отработка использования их в модели системы электропитания РС МКС» (шифр «Альбедо») [1], в рамках которого осуществляется отработка методов учета излучения системы «атмосфера – подстилающая поверхность» при моделировании работы системы электропитания (СЭП) РС МКС. Практическое применение результатов КЭ при управлении полета РС МКС заключается в разработке методик и специального программного обеспечения для высокоточного прогноза прихода электроэнергии от солнечных батарей (СБ) РС МКС и определения фактических характеристик эффективности (работоспособности) СБ РС МКС.

Методика проведения эксперимента. Методика проведения эксперимента включает выполнение сеансов специальной ориентации рабочей поверхности СБ РС МКС на Землю, съемку подстилающей поверхности аппаратурой ДЗЗ РС МКС и автоматических КА и совместную обработку ТМИ тока СБ и измерений аппаратуры ДЗЗ [2, 3]. Специальные сеансы ориентации рабочей поверхности СБ РС МКС на Землю выполня-

ются при различных условиях освещенности, вариантах подстилающей поверхности и временных характеристиках.

Программное обеспечение (ПО) КЭ базируется на использовании математических моделей (ММ) движения МКС относительно Земли и Солнца (расчет светотеневой обстановки и положения Солнца и Земли относительно МКС); описания конструкции МКС (расчет затенения СБ элементами конструкции МКС); работы системы ориентации подвижных элементов МКС (учет фиксации и поворота СБ и др. элементов); интенсивности поля уходящего от Земли излучения (учет освещения МКС уходящим от Земли излучением); технологии преобразования поступающего на СБ излучения в электрическую энергию (учет конструктивных особенностей размещения и подключения фотопреобразователей, характеристик/параметров их работоспособности).

Обработка получаемой в КЭ информации. Для детальной обработки и интерпретации получаемой в сеансах КЭ информации привлекаются калиброванные данные энергетической яркости Земли. В настоящее время для этих целей используются данные от аппаратуры SEVIRI метеорологических КА Meteosat, размещенных на геостационарной орбите.

Выполняемая обработка результатов сеансов КЭ и анализ полученной информации показывает согласованность получаемых измерений токов СБ с используемыми моделями альbedo Земли и техническими характеристиками СБ — фактический ток, генерируемый СБ, согласуется с оценкой прихода электроэнергии, полученной с использованием разрабатываемой модели учета уходящего от Земли излучения и получаемых от аппаратуры SEVIRI КА Meteosat фактических данных энергетической яркости подстилающей поверхности.

Анализ сравнения фактических и моделируемых значений тока СБ показывает, что их расхождения вызываются:

1) ошибками модели индикатрис отражения подстилающей поверхности. Данные в КА Meteosat позволяют определить диффузную составляющую индикатрис отражения. Нахождение зеркальной и антизеркальной составляющих требует наличия измерений яркости подстилающей поверхности с орбиты МКС на всем диапазоне угла раствора видимого с МКС диска Земли ($\pm 70^\circ$ от надира);

2) влиянием отраженного от элементов конструкции МКС излучения;

3) возможным отличием ТМИ от фактически генерируемого тока.

В настоящее время ведется работа по учету перечисленных факторов при реализации сеансов и обработке результатов КЭ.

Заключение. Таким образом, в реализуемом на РС МКС КЭ «Альbedo» отрабатываются методики определения и использования характеристик альbedo подстилающей поверхности в модели СЭП РС МКС и разрабатываются рекомендации по режимам управления СЭП РС МКС. Полученные на настоящем этапе реализации КЭ результаты уже используются при управлении полетом РС МКС: на этапе планирования полета РС МКС — для расчета прогнозируемого прихода электроэнергии от СБ СМ; на послеполетном этапе — для анализа причин отличия фактической генерации электроэнергии СБ РС МКС от прогнозируемых значений прихода электроэнергии. В результате реализации КЭ будут также разработаны рекомендации по возможным путям построения СБ и СЭП на перспективных КА. Также полученные в КЭ результаты наряду с их непосредственным применением для целей управления МКС могут быть использованы в системах глобального мониторинга Земли.

Литература

- [1] Рулев Д.Н., Черемисин М.В., Новиченков К.А., Лупян Е.А., Мазуров А.А., Бурцев М.А. Учет уходящего от земли излучения при моделировании энергобаланса РС МКС в КЭ «Альbedo» //

- Международная научно-практическая конференция «Научные исследования и эксперименты на МКС». 9–11 апреля 2015, г. Москва, ИКИ РАН. С. 218–219.
- [2] Патент RU 2640937, МПК B64G 1/44. Способ контроля текущего состояния панели солнечной батареи космического аппарата / А.И. Спирин, Д.Н. Рулев, Ю.А. Скурский, Г.А. Лифанова, А.Б.Сапоженков; заявитель и патентообладатель ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва». № 2016114937; заявл. 18.04.2016; опубл. 12.01.2018, бюл. № 2. 8 с.
- [3] Патент RU 2665145 С1, МПК B64G 1/44 (2006.01). Способ контроля системы энергоснабжения снабженного солнечными батареями космического аппарата / А.И. Спирин, М.Ю. Беляев, Д.Н. Рулев, Н.Д. Рулев, Э.Э. Сармин, В.В. Сазонов; заявитель и патентообладатель ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва». № 2017119080; заявл. 31.05.2017; опубл. 28.08.2018, бюл. № 25. 12 с.

METHODS OF ACCOUNTING COMING FROM THE EARTH RADIATION IN THE SIMULATION THE INPUT POWER TO THE ISS RS IN THE EXPERIMENT «ALBEDO»

D.N. Rulev

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia

The paper describes the implementation of the Albedo space experiment on the Russian segment (RS) of the International Space Station (ISS), in which the radiation of the atmosphere-underlying surface system is studied and the methods of its accounting are tested in modeling the operation of the ISS RS power supply system. As a result of the space experiment, the methods of determining and using the characteristics of the radiation leaving the Earth in the model of the ISS RS power supply system will be worked out, recommendations on the control modes of the SPACECRAFT power supply systems will be developed. The results obtained in the space experiment can also be used in the global Earth monitoring systems.

УПРАВЛЕНИЕ ТЕТРАЭДРАЛЬНОЙ ГРУППОЙ СПУТНИКОВ ПРИ ПОМОЩИ СИЛЫ АТМОСФЕРНОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ

Я.В. Маштаков

С.А. Шестаков

shestakov.sa@gmail.com

Институт прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН

В работе рассматривается задача управления группой из четырех спутников на низкой околокруговой орбите Земли. Спутники формируют собой тетраэдр определенной формы и размера. Начальные данные подобраны таким образом, чтобы изменение формы и размера этого тетраэдра во время движения спутников по орбите было минимальным. Выбор начальных данных осуществлен аналитически и затем уточнен численно.

Целью работы является поддержание заданных формы и размера тетраэдральной группы спутников. Для этого в работе используется управление на основе прямого метода Ляпунова. Для построения кандидат-функции Ляпунова используется модель линейного движения спутников Хилла-Клохесси-Уилтшира (ХКУ) в декартовых координатах и в криволинейных координатах. Для описания опорного относительного движения используются константы модели ХКУ — в полной модели движения они явля-

ются медленно меняющимися переменными так же, как оскулирующие элементы при описании движения спутника вокруг Земли. Управление происходит исключительно с помощью силы аэродинамического сопротивления.

Формация, для которой рассчитывается управление, есть формация из четырех одинаковых спутников: два из них движутся по одной и той же траектории друг за другом, два оставшихся обращаются по близким орбитам так, что в каждый момент времени в пассивном невозмущенном движении тетраэдр сохраняет свои форму и размер.

Для построения управления используются криволинейные уравнения ХКУ. Предполагая малость действующих на аппарат возмущений, после этого делается переход к новым переменным. Физический смысл новых переменных тесно связан с физическим смыслом констант модели ХКУ: относительное движение двух спутников близко к эллипсу с полуосями A , B , эллипс дрейфует со скоростью C и начальным сдвигом D .

Цель алгоритма управления: выставить необходимые сдвиг и размеры полуосей эллипса и положить дрейф равным нулю. Поскольку в работе используется управление на основе силы аэродинамического сопротивления, управление может быть приложено только против вектора скорости. Управление производится в несколько этапов — на первом этапе устанавливается необходимый относительный сдвиг эллипса, а дрейф устраняется. Мы находим кандидат-функцию Ляпунова, обеспечивающую асимптотическую устойчивость управления.

На втором этапе происходит корректировка относительных фаз и полуосей эллипсов для каждого из спутников в группе. Закон управления, полученный на первом этапе, «включается» только в случае, когда управление позитивно влияет на фазы и амплитуды колебания спутников в относительном движении.

Полученный алгоритм управления протестирован численно на тетраэдральной конфигурации со следующими параметрами: спутники — 3U Кубсаты (масса 5 кг, площадь корпуса с развернутыми солнечными батареями 0,15 м²), модель движения включает гармонику J_2 гравитационного поля и возмущения, вносимые атмосферой. Моделирование проводилось для различных по наклонению и высоте орбит, а также для конфигураций различного характерного размера.

FORMATION FLIGHT RELATIVE MOTION CONTROL USING ATMOSPHERIC DRAG

Ya.V. Mashtakov

S.A. Shestakov

shestakov.sa@gmail.com

Keldysh Institute of Applied Mathematics RAS

The problem of tetrahedron formation maintenance in LEO is considered. The Lyapunov-based control that conserves both volume and shape of the tetrahedron and utilizes atmospheric drag only is proposed.

ЭВОЛЮЦИЯ ВРАЩЕНИЙ ТВЕРДОГО ТЕЛА, БЛИЗКОГО К СЛУЧАЮ ЛАГРАНЖА, ПОД ДЕЙСТВИЕМ НЕСТАЦИОНАРНЫХ ВОССТАНАВЛИВАЮЩЕГО И ВОЗМУЩАЮЩЕГО МОМЕНТОВ СИЛ

Л.Д. Акуленко¹

Т.А. Козаченко²

Д.Д. Лещенко²

gavrikov@ipmnet.ru

kushpil.t.a@gmail.com

leshchenko_d@ukr.net

¹ Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

² Одесская государственная академия строительства и архитектуры

Исследуются возмущенные движения твердого тела, близкие к случаю Лагранжа, под действием восстанавливающего и возмущающего моментов сил, медленно изменяющихся во времени. Приведены условия возможности усреднения уравнений движения по фазе угла нутации и описана процедура усреднения для медленных переменных. Рассмотрено движение тела в среде с линейной диссипацией.

Анализ вращательных движений твердых тел относительно неподвижной точки важен для решения задач космонавтики, входа летательных аппаратов в атмосферу, движения вращающегося снаряда, гироскопии. При этом во многих случаях в качестве порождающего движения твердого тела, учитывающего основные моменты сил, действующих на тело, может рассматриваться движение Лагранжа. Возмущенные движения твердого тела, близкие к случаю Лагранжа, исследованы в ряде работ, например, [1, 2], где приведены условия возможности усреднения уравнений движения тела, близкого к случаю Лагранжа, по фазе угла нутации, получена усредненная система уравнений. Исследованы возмущенные движения твердого тела, близкие к случаю Лагранжа, под действием момента сил, медленно изменяющегося во времени. Рассмотрены возмущенные вращения твердого тела, близкие к регулярной прецессии в случае Лагранжа, при разных порядках малости проекций вектора возмущающего момента сил. В работе [3] изучается асимптотическое поведение движений гироскопа Лагранжа, близких к регулярным прецессиям, под действием малого возмущающего момента. В [4] исследуется движение вращающегося твердого тела в атмосфере под действием синусоидального или бигармонического восстанавливающего момента, зависящего от времени, и малых возмущающих моментов.

Вращательное движение спутника с сильным магнитом может рассматриваться как движение твердого тела при действии возмущений, близкое к случаю Лагранжа. Установлена аналогия между возмущенной задачей о движении волчка Лагранжа в случае потенциальных возмущений и задачей о вращении спутника, центр масс которого движется по круговой орбите в экваториальной плоскости, с учетом влияния магнитного поля Земли.

Рассматривается возмущенное движение относительно неподвижной точки динамически симметричного тяжелого твердого тела под действием восстанавливающего и возмущающего моментов сил, зависящих от медленного времени. Ставится задача исследования асимптотического поведения решений системы уравнений движения при значениях малого параметра, отличного от нуля, на достаточно большом интервале времени. Для решения задачи применяется процедура усреднения, разработанная в [1]. Приведены условия возможности усреднения уравнений движения твердого тела, близкого к случаю Лагранжа, по фазе угла нутации. Получена усредненная система уравнений и проведен качественный анализ движения.

В качестве примера развитой методики рассматривается возмущенное движение, близкое к случаю Лагранжа, с учетом моментов сил, действующих на твердое

тело со стороны внешней среды. Усредненная система интегрируется численно при разных начальных условиях и параметрах задачи. Исследован новый класс вращательных движений динамически симметричного твердого тела относительно неподвижной точки с учетом нестационарных возмущающего и восстанавливающего моментов сил.

Литература

- [1] Черноусько Ф.Л., Акуленко Л.Д., Лещенко Д.Д. Эволюция движений твердого тела относительно центра масс. М.:Ижевск: Институт компьютерных исследований, 2015. 308 с.
- [2] Акуленко Л.Д., Зинкевич Я.С., Козаченко Т.А., Лещенко Д.Д. Эволюция движений твердого тела, близких к случаю Лагранжа, под действием нестационарного момента сил // ПММ. 2017. Т. 81. Вып. 2. С. 115–122.
- [3] Сазонов В.В., Сидоренко В.В. Возмущенные движения твердого тела, близкие к регулярным прецессиям Лагранжа // ПММ. 1990. Т. 54. Вып. 6. С. 951–957.
- [4] Асланов В.С. Пространственное движение тела при спуске в атмосфере. М.: ФИЗМАТЛИТ, 2004. 160 с.

EVOLUTION OF ROTATIONS OF A RIGID BODY, CLOSE TO THE LAGRANGE CASE, UNDER THE ACTION OF AN UNSTEADY RESTORING AND PERTURBATION TORQUES OF FORCES

L.D. Akulenko¹

T.A. Kozachenko²

D.D. Leshchenko²

gavrikov@ipmnet.ru

kushpil.t.a@gmail.com

leshchenko_d@ukr.net

¹ Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics of the Russian Academy of Sciences, Moscow, Russia

² Odessa State Academy of Civil Engineering and Architecture

Perturbed motions of a rigid body, close to the Lagrange case, under the action of restoring and perturbation torques that are slowly varying in time are investigated. Conditions for the possibility of averaging the equations of motion phase angle are presented and averaging procedure for slow variables is described. The motion of a body in a medium with linear dissipation is considered.

ПОСТУПАТЕЛЬНО-ВРАЩАТЕЛЬНОЕ ДВИЖЕНИЕ ОСЕСИММЕТРИЧНОГО СПУТНИКА С ПЕРЕМЕННЫМ КОЭФФИЦИЕНТОМ СЖАТИЯ

М.Дж. Минглибаев

С.Б. Бижанова

minglibayev@gmail.com

saltanat_92_05@mail.ru

Казахский национальный университет им. аль-Фараби

Исследована нестационарная задача двух тел. Осесимметричный спутник имеет переменный коэффициент сжатия. Ньютоновская сила взаимодействия характеризуется приближенным выражением силовой функции с точностью до второй гармоники включительно. Получены эволюционные уравнения поступательно-вращательного движения спутника в аналогах переменных Делоне-Андауэе.

Современные данные наблюдений в астрономии показывают, что реальные космические системы являются нестационарными — их массы, размеры, форма и ряд других физических характеристик изменяются с течением времени в процессе эволюции [1–3]. В связи с этим становится актуальным создание математических моделей движения небесных тел с переменными массами, размерами и формами.

В работе рассмотрены два взаимогравитирующих нестационарных тела. Первое тело — «центральное» — шар со сферическим распределением плотности, зависящей от времени, переменным радиусом. Предположим, что второе тело — «спутник», обладающее осесимметричным динамическим строением, формой и характерным линейным размером, его моменты инерции второго порядка — переменные и заданные известными функциями времени. Законы изменения массы тел известны и они меняются с различными скоростями. Также предположим, что массы тел изменяются изотропно, не появляются реактивные силы и дополнительные вращательные моменты.

Пусть нестационарное осесимметричное тело обладает экваториальной плоскостью симметрии. Тогда нестационарное осесимметричное тело обладает тремя взаимно перпендикулярными плоскостями симметрии [1–4]. Оси собственной системы координат совпадают с главными осями инерции и направлены вдоль линий пересечения трех взаимно перпендикулярных плоскостей. Это положение в ходе эволюции остается неизменным. В выражении силовой функции ограничимся приближенным выражением второй гармоники включительно.

Целью настоящей работы является получение эволюционных уравнений поступательно-вращательного движения нестационарного осесимметричного тела переменного сжатия в нестационарном центральном гравитационном поле.

Уравнения движения центра масс нестационарного осесимметричного тела были описаны в оскулирующих элементах Делоне [1–3]. Вращательное движение осесимметричного тела вокруг его центра инерции были описаны в аналогах оскулирующих элементов Андуайе. При этом невозмущенное движение является аналогом движения Эйлера – Пуансо — вращательное движение свободного нестационарного осесимметричного тела вокруг собственного центра инерции [1–3]. В невозмущенном движении, когда эллипсоид инерции переходит через сферу, угловая скорость собственного вращения равна нулю и в последующий момент меняет знак. При этом нестационарное осесимметричное тело начинает вращаться в обратную сторону.

Поступательно-вращательное движение нестационарного осесимметричного тела в гравитационном поле нестационарного шара изучено методами теории возмущений. Получены эволюционные уравнения, которые представляют собой систему дифференциальных уравнений четвертого порядка с одним первым интегралом.

Литература

- [1] Минглибаев М.Дж. Динамика гравитирующих тел с переменными массами и размерами. Германия: LAP LAMBERT Academic Publishing, 2012. 229 с.
- [2] Minglibayev M.Zh., Ahmetrasulova A.A. Secular perturbations in the problem of translational-rotational motion two axisymmetric non-stationary gravitating bodies with variable oblate // 7th International Symposium on Classical and Celestial Mechanics. Selected Papers — Poland, Siedlce: Wydawnictwo Collegium Mazovia, October 23–28, 2012. Pp. 116–127.
- [3] С.Б. Бижанова, М.Дж. Минглибаев, А.Н. Прокопеня. Исследование вековых возмущений поступательно-вращательного движения в нестационарной задаче двух тел с применением компьютерной алгебры // Журнал вычислительной математики и математической физики, 2020. Т. 60, № 1. С. 27–36.
- [4] Баркин Ю.В. Уравнения поступательно-вращательного движения небесных тел в оскулирующих элементах // Астрономический журнал. 1977. Т. 54. С. 413–424.

TRANSLATIONAL-ROTATIONAL MOTION OF AN AXISYMMETRIC SATELLITE WITH VARIABLE COMPRESSION RATIO

M. Zh. Minglibaev

minglibayev@gmail.com

S.B. Bizhanova

saltanat_92_05@mail.ru

Kazakh national University named after al-Farabi

Non-stationary two-body problem is investigated. The axisymmetric satellite has a variable compression ratio. The Newtonian interaction force is characterized by an approximate expression of the force function with precision including up to the second harmonic. The evolutionary equations of translational-rotational motion of satellite in analogues of Delaunay-Andoyer variables are obtained.



СЕКЦИЯ 7. РАЗВИТИЕ КОСМОНАВТИКИ И ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ГАЗОДИНАМИКИ, ГОРЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА

АСПЕКТЫ ПОДГОТОВКИ ВАЛИДИРУЮЩЕГО ЭКСПЕРИМЕНТА НА ГИПЕРЗВУКОВОЙ УДАРНОЙ АЭРОДИНАМИЧЕСКОЙ ТРУБЕ

Л.Б. Рулева

ruleva@ipmnet.ru

С.И. Солодовников

sis63@yandex.ru

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

На примере лабораторной гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы показаны важные шаги, предшествующие валидирующему эксперименту. Приведена необходимость уточняющих экспериментов по созданию среды, выявлению времени квазистационарного состояния потока и времени проведения эксперимента. Для повышения точности валидирующего эксперимента предпочтительны метод прямых измерений сертифицированными датчиками и «слепая» валидация.

Разработанные национальные компьютерные коды (НKK) для описания аэротермодинамики высокоскоростных летательных аппаратов (ВЛА) [1, 2] верифицируются и валидируются с опубликованными, вызывающие доверие, расчетными данными и с экспериментальными данными натурных испытаний. Для оперативной проверки модификаций НKK служат лабораторные установки, такие как, например, установка «Гиперзвуковая ударная аэродинамическая труба» (ГУАТ) [3]. К экспериментальным установкам для валидации НKK предъявляются особые требования по точности воспроизведения заданных условий полета и точности измеренных данных, так как они определяют их пригодность для сравнения с расчетом. Не умаляя общих требований к функционированию экспериментальной установки, следованию международному стандарту ISO 5725 на проведение экспериментов, выделим качественные признаки готовности полученных экспериментальных данных для целей валидации.

На установке ГУАТ для определения распределения давления во всем тракте установки и на моделях используются методы прямых измерений без промежуточных расчетов, без промежуточных электронных преобразователей с неизвестной динамикой, с сертифицированными индивидуальными коэффициентами передач. Такая же система будет использована для прямого измерения теплового потока сертифицированными датчиками.

Для подготовки валидирующего эксперимента необходимо проведение предварительных тестовых экспериментов для уточнения параметров среды, в которой будут проводиться испытания с моделями. Многорежимная установка ГУАТ позволяет создавать условия для нескольких чисел Маха и Рейнольдса благодаря сменным соплам, высокому вакууму, различным давлениям и температурам торможения в критической части сопла. Заданные режимы предполагают разную длительность существования квазистационарного состояния потока, «полочки», для проведения сравнения измеренных параметров с расчетными. В тестовых испытаниях проводится сверка давлений в ударной части ГУАТ с расчетными режимами ударной части трубы. Давление торможения ударной волны перед входом в сопло определяется по устойчивой пробке (показанной на графиках при совмещении нулей), и проявляется в совпадении

амплитуд графиков давления нескольких датчиков, установленных последовательно перед входом в сопло.

В соответствии с указанным стандартом «измерения необходимо проводить... в пределах короткого интервала времени и одним и тем же оператором, а также без какой бы то ни было промежуточной перекалибровки аппаратуры». У восемнадцатиметровой ГУАТ откачные турбомолекулярные высоковакуумные посты с измерителями вакуума для всех блоков разнесены на большое расстояние друг от друга. За короткое время, для исключения влияния натекания вакуумной установки необходимо отключить насосы при заданных показаниях вакуумметров, быстро «стравить» вакуум, заполнить камеру высокого давления, закрыть вентили баллонов, запустить ждущий режим компьютера до окончательного пуска. В тестовых предварительных экспериментах необходима отработка постоянного времени проведения эксперимента, правильности и однотипности совершаемых действий оператора.

Измеренные значения среды, в которой будут размещены модели, могут многократно сравниваться с расчетными и взаимно корректироваться. Однако сравнение результатов экспериментальных измерений после установки моделей перед соплом с датчиками, расположенных на ней в заданных режимах, предполагают «слепую» валидацию с расчетом по протоколу.

Литература

- [1] Surzhikov S.T. Validation of computational code UST3D by the example of experimental aerodynamic data // IOP Conf. Series: Journal of Physics: Conf. Series. 2017. Vol. 815. P. 012023. 10 p. DOI: 10.1088/1742-6596/815/1/012023
- [2] Surzhikov S.T. Calculation analysis of the experimental data of HIFiRE-I using the computer code NERAT-2D // IOP Conf. Series: Journal of Physics: Conf. Series. 2018. Vol. 1009. P. 012001. DOI: 10.1088/1742-6596/1009/1/012001
- [3] M.A. Kotov, L.B. Ruleva, S.I. Solodovnikov and S.T. Surzhikov. Gas dynamic process formation in reflected shock tunnels and its validation purposes by hypersonic aerodynamic shock tube example // Journal of Physics: Conference Series. 2019. Vol. 1250. DOI: 10.1088/1742-6596/1250/1/012014

ASPECTS OF PREPARATION OF VALIDATING EXPERIMENT ON HYPERSONIC AERODYNAMIC SHOCK TUBE

L.B. Ruleva

ruleva@ipmnet.ru

S.I. Solodovnikov

sis63@yandex.ru

Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS

The important steps leading up to validating experiments are shown in the case of a laboratory hypersonic aerodynamic shock tube was used. The need for clarifying experiments to create an environment the identify time of the quasi-stationary state of the flow and the time of the experiment was shown. The method of direct measurements by certified sensors and the “blind” validation was improved.

СВОБОДНОВИСЯЩИЕ ЦИРКУЛЯЦИОННЫЕ ЗОНЫ В СВЕРХЗВУКОВЫХ ОСЕСИММЕТРИЧНЫХ НЕДОРАСШИРЕННЫХ СТРУЯХ — ТЕОРИЯ И ЭКСПЕРИМЕНТ

В.И. Запругаев¹

izooandrey@inbox.ru

А.В. Савин²

falcon_falcon@list.ru

Е.И. Соколов²

¹ИТПМ СО РАН

²БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Излагается теория формирования свободновисящих изобарических циркуляционных зон в сверхзвуковых недорасширенных струях. Результаты, полученные в приближении течения невязкого газа с постоянной плотностью за диском Маха струи, подтверждаются вычислительным и физическим экспериментами. Результаты найдут применение для стабилизации горения в прямоточных воздушно-реактивных двигателях.

В докладе представлены результаты, полученные в продолжение исследований механизма формирования стационарных свободновисящих циркуляционных зон (СЦЗ) — газодинамических структур с возвратными течениями, не имеющими контакта с твердой поверхностью, возникающих за диском Маха (ДМ) первой бочки осесимметричной сверхзвуковой струи.

Как было указано в [1], для формирования СЦЗ в струях с числом Маха на срезе сопла $M_a \sim 1$ необходимо создание в струе перед ДМ возмущений определенного вида — так называемого сдвигового слоя. Причиной его формирования может быть вторичная сверхзвуковая струя, истекающая из сопла на порядок меньшего диаметра, чем основное, либо столь же тонкое цилиндрическое центральное тело (ЦТ) с плоским донным срезом. В [2] приведено асимптотическое приосевое решение на основе модели невязкого течения с постоянной плотностью в ударном слое за ДМ и критерии, которым должны удовлетворять параметры неравномерности гиперзвукового потока в струе, и форма ДМ, необходимые для формирования СЦЗ за ним. Ими являются: отрицательная завихренность, т. е. возрастание полного давления за ДМ с удалением от оси, и положительная эффективная кривизна, т. е. отклонение линий тока от оси за ДМ. В докладе приводятся результаты вычислительных экспериментов с образованием СЦЗ. В частности, подтверждается выполнение критериев формирования СЦЗ в экспериментах [1]. Кроме того, предложена конфигурация осесимметричного сопла (так называемое сопло с проточкой), позволяющая сформировать необходимую неравномерность потока струи без помещения ЦТ на его оси. В [3] также проведен анализ возможного влияния на формирование СЦЗ ряда факторов, присущих лишь вычислительному эксперименту (модель турбулентности, параметры сетки и т. п.). Тем не менее вопрос о действительной реализации СЦЗ до настоящего времени остается открытым, поскольку распределение скорости явно зависит от неизвестной величины — кривизны ДМ, которая может быть определена только при решении корректно поставленной краевой задачи в целом. В докладе описывается подход, использованный для формирования дополнительного замыкающего условия, определяющего форму ДМ с СЦЗ за ним: статическое давление в СЦЗ за ДМ считается постоянной величиной. Следует отметить, что такое допущение — так называемые изобарические ЦЗ — широко используется в приближенных расчетах донного давления [4]. Принятое условие выражается соотношениями, позволяющим при $M_\infty \gg 1$ найти форму ДМ с постоянным давлением за ним.

Полученные значения кривизны используются далее для аппроксимации формы ДМ и сравнения с результатами физического [1] и вычислительных экспериментов [2].

Установлено, что полученное выражение для эффективной кривизны ДМ с изобарической СЦЗ за ним удовлетворяет общим условиям формирования СЦЗ. Проведенное сопоставление свидетельствует о справедливости выдвинутой гипотезы о постоянстве статического давления в свободновисящих циркуляционных зонах, образующихся в сверхзвуковых осесимметричных ускоряющихся потоках. Таким образом, предложено и обосновано замыкающее условие, во всех рассмотренных случаях соответствующее реализации СЦЗ.

Важнейшей составляющей доклада является представление результатов физического эксперимента по исследованию недорасширенной струи воздуха, проведенного в аэродинамической трубе Т-326 ИТПМ СО РАН им. С.А. Христиановича. Струя в экспериментах формировалась как традиционным коническим соплом 1, так и соплом с проточкой 2. Результат эксперимента доказывает, что в недорасширенной струе воздуха, истекающей из сопла 1, СЦЗ за ДМ не возникает, а в струе, истекающей из сопла 2, за ДМ формируется именно изобарическая СЦЗ. Следует отметить, что информация о подобных физических экспериментах, проведенных ранее, авторам доклада не известна.

Литература

- [1] Готов Г.Ф. Локальные дозвуковые зоны в сверхзвуковых струйных течениях // Изв. РАН. МЖГ. 1998. № 1. С. 143–150.
- [2] Савин А.В., Смирнов П.Г., Соколов Е.И. Формирование свободновисящей циркуляционной зоны в сверхзвуковой недорасширенной струе // XI Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики: сборник трудов (Казань, 20–24 августа 2015 г.). Казань: Издательство Казанского (Приволжского) федерального университета, 2015. 4436 с. С. 3283–3286.
- [3] Савин А.В., Соколов Е.И. Анализ условий формирования свободновисящих циркуляционных зон в сверхзвуковых недорасширенных струях // Материалы XI Международной конференции по неравновесным процессам в соплах и струях (NPNJ 2016). 25–31 мая 2016 г., Алушта. М.: Изд-во МАИ, 2016. 600 с. С. 189–191.
- [4] Краснов Н.Ф., Кошевой В.Н., Калугин В.Т. Аэродинамика отрывных течений. М.: Высшая школа. 1988. 351 с.

FREE CIRCULATION ZONES IN SUPERSONIC AXISYMMETRIC ACCELERATING FLOWS UNDEREXPANDED JETS — THEORY AND EXPERIMENT

V.A. Zapryagaev¹

A.V. Savin²

E.I. Sokolov²

izooandrey@inbox.ru

falcon_falcon@list.ru

¹ Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics

² BSTU VOENMEH named after D.F. Ustinov

Report presents the theory of formation of free-hanging isobaric circulation zones behind Mach disk of supersonic underexpanded jets. Results obtained with the approximation of flow under the study as an inviscid gas flow with a constant density. Results are confirmed by computational and physical experiments.

ИНТЕРФЕРЕНЦИЯ СТАЦИОНАРНЫХ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ РАЗРЫВОВ И ВОЛН В СВЕРХЗВУКОВЫХ ГАЗОВЫХ СТРУЯХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

М.М. Алексеева

К.Э. Савелова

М.В. Чернышов

mvcher@mail.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Рассматривается ударно-волновая структура перерасширенной струи ракетного двигателя, истекающей в затопленное пространство, и сопутствующие задачи анализа взаимодействия газодинамических разрывов и волн.

Важной особенностью перерасширенной струи является существование скачка уплотнения, сходящего с кромки сопла и выравнивающего давление на границе струи с давлением в окружающем пространстве. Если поле течения перед скачком известно, то дифференциальные условия совместности на газодинамических разрывах позволяют аналитически определить параметры течения и их пространственные производные в сжатом слое за скачком. Становится возможным более глубокое исследование схождения скачка с кромки, особых случаев и их вероятных последствий.

На первом этапе представленной работы рассматривается поле течения перерасширенной струи в окрестности кромки сверхзвукового сопла [1, 2]. Аналитически исследуются как параметры потока (статическое и полное давление, число Маха, угол течения), так и дифференциальные характеристики, связанные с падающим скачком (геометрическая кривизна скачка и границы струи, производные его интенсивности, полного и статического давлений, числа Маха за ним) в зависимости от определяющих параметров (числа Маха и нерасчетности течения, показателя адиабаты газа, вида симметрии задачи). Рассматривается как плоское, так и осесимметричное сверхзвуковое течение. Аналитически определены экстремальные случаи, связанные с особыми значениями указанных производных, а также влияние вида симметрии течения на исследуемые характеристики газового потока. Полученные результаты показывают большое влияние вида симметрии течения на дифференциальные характеристики потока за падающим скачком, могут быть полезны для исследования неустойчивости Тейлора–Гертлера и парадокса фон Неймана.

Во второй части работы решаются отдельные задачи взаимодействия скачков уплотнения, волн разрежения и сжатия между собой [3], с различными поверхностями и газодинамическими разрывами (например, исследуется сопряжение волны Прандтля – Майера с границей области квазиодномерного течения [4]). Аналитически определены особые, экстремальные и предельные случаи рассматриваемых видов взаимодействия. В частности, при анализе взаимодействия волны Прандтля – Майера с последующим догоняющим скачком уплотнения определены условия смены типа отраженной волны разрежения или сжатия, перегиба взаимодействующего криволинейного скачка, перехода течения за искривленным скачком к дозвуковым скоростям.

Третья часть исследования посвящена анализу тройных конфигураций, возникающих при маховском отражении скачков уплотнения в сверхзвуковых расчетных и нерасчетных струях. Аналитически определяются тройные конфигурации с особыми интенсивностями возникающих скачков (например, с критической скоростью течения за отдельными скачками или с максимальными углами поворота потока на них; параметры отдельных скачков также могут соответствовать огибающей семейства ударных поляр, точкам Крокко и Томаса).

Особый интерес вызывают тройные конфигурации с экстремальными значениями различных параметров потоков, разделенных тангенциальным разрывом, исходящим из тройной точки. Аналитически определены конфигурации с экстремальными отношениями давлений торможения, температур, скоростей, чисел Маха, акустических импедансов и других газодинамических переменных, условия их образования и максимально достижимые значения различных целевых функций.

Большое внимание в исследованиях последних нескольких лет уделяется тройным конфигурациям с отрицательным углом наклона отраженного скачка относительно вектора скорости невозмущенного потока («отрицательным» конфигурациям), образующимся при маховском отражении в высокоскоростных течениях газа с низким показателем адиабаты. Аналитически описана область существования «отрицательных» конфигураций, обнаружена связь их образования с возникновением неустойчивости течения, исследованы «отрицательные» конфигурации с экстремальными параметрами течения за ними.

Проведенный цикл исследований включает анализ не только маховского, но и регулярного отражения. Регулярное отражение скачков уплотнения и бегущих ударных волн от твердой поверхности или плоскости симметрии известно начиная с XIX в. Аналитическое решение для параметров отраженного скачка графически представимо на плоскости ударных поляр. Хорошо изучены условия существования регулярного отражения и критерии перехода к нерегулярному (маховскому) как в установившихся, так и в нестационарных течениях. В данной работе произведена аналитическая оптимизация ударно-волновой структуры, состоящей из падающего и отраженного скачков. Параметры падающих скачков уплотнения, обеспечивающих минимум статического давления за отраженным скачком, описываются кубическим уравнением в переменных «интенсивность скачка — число Маха набегающего потока». Аналогичное уравнение определяет углы наклона преграды, при которых минимально статическое давление за точкой регулярного отражения бегущей ударной волны заданной амплитуды. Эти оптимальные углы наклона отражающей поверхности существуют при всех теоретически возможных параметрах падающей волны. При этом оптимальное отражение ударной волны отличается как от нормального отражения, так и от предельного случая перехода от регулярного отражения к маховскому. Расчеты показывают, что геометрическая оптимизация взаимодействия ударных (в частности, взрывных) волн с преградами позволяет существенно уменьшить механические нагрузки на элементы конструкций.

Полученные аналитические решения используются для описания ударно-волновой структуры начального участка перерасширенной струи в целом (в частности, для определения размеров маховского скачка уплотнения при отражении сильного падающего скачка от плоскости симметрии течения).

Литература

- [1] Усков В.Н., Чернышов М.В. Дифференциальные характеристики поля течения плоской перерасширенной струи в окрестности кромки сопла // Прикладная механика и техническая физика. 2006. Т. 47, № 3. С. 72–83.
- [2] Silnikov M.V., Chernyshov M.V. Supersonic flow gradients at an overexpanded nozzle lip // Shock Waves. 2018. Vol. 28, No. 4. Pp. 765–784.
- [3] Silnikov M.V., Chernyshov M.V., Uskov V.N. Analytical solutions for Prandtl-Meyer wave — oblique shock overtaking interaction // Acta Astronautica. 2014. Vol. 99. Pp. 175–183.
- [4] Silnikov M.V., Chernyshov M.V. The interaction of Prandtl-Meyer wave and quasi-one-dimensional flow region // Acta Astronautica. 2015. Vol. 109. Pp. 248–253.

INTERFERENCE OF STATIONARY GAS-DYNAMIC GAPS AND WAVES IN SUPERSONIC GAS JETS OF ROCKET ENGINES

М.М. Alekseeva
К.Е. Savelova
М.В. Chernyshov

mvcher@mail.ru

BSTU "VOENMEH" them. D.F. Ustinova

The shock-wave structure of an overexpanded jet of a rocket engine flowing into a flooded space, and the associated problems of analyzing the interaction of gas-dynamic discontinuities and waves are considered.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ И ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЫДУВА СВЕРХЗВУКОВОЙ СТРУИ НАВСТРЕЧУ НАБЕГАЮЩЕМУ ПОТОКУ С ЧИСЛОМ $M = 6$ И 8 В УТ-1М

С.М. Дроздов¹
Ю.Н. Нестеров¹
Д.С. Федоров^{1,2}
И.М. Шеметов^{1,3}

manticore_edo@mail.ru

¹ ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского

² МАИ

³ МФТИ

Приводится сравнение результатов экспериментального и численного исследования выдува сверхзвуковой струи навстречу набегающему потоку с числом $M = 6$ и 8 в АДТ УТ-1М. В эксперименте получены теневые картины обтекания модели методом Теплера и поля давления, измеренные гребенкой полного напора. Численное моделирование проводилось в осесимметричной постановке.

Исследование обтекания моделей ЛА с выдувом струй традиционно является непростой задачей аэрофизического эксперимента в наземных установках. Случай выдува струй навстречу гиперзвуковому потоку мало описан в литературе. Поэтому данный класс задач представляет весьма большой интерес с позиции фундаментальных и особенно прикладных исследований.

В экспериментальной части работы были использованы две модели разных масштабов. Обе модели представляют собой цилиндр с поперечным размером $D_{\text{корп}} = 22$ мм, 12 мм и длиной $L = 166$ мм, 102 мм соответственно, расположенный передним торцом к набегающему потоку. Внутри каждой модели сделан канал, по которому подводится воздух под давлением. Канал заканчивается коническим соплом с числом $M_j = 3,47$, выходное сечение которого расположено на переднем торце модели.

Экспериментальное исследование было проведено в ударной трубе УТ-1М при числах $M = 6$ и 8 набегающего потока на режимах $P_0 = 20$ ата и $T_0 = 770$ К. Параметры полного торможения струи задавались в форкамере модели: $P_{0j} = 0...80$ ата и $T_{0j} = 290$ К. Получены теневые картины обтекания модели методом Теплера. На этих изображениях хорошо прорисована структура взаимодействия сверхзвуковой струи с набегающим на навстречу ей гиперзвуковым потоком. Отчетливо можно различить внешний и внутренний скачок, а также контактный разрыв. Исходя из анализа эксперименталь-

ных данных, полученных с гребенки полного напора, можно сделать вывод о наличии зоны рециркуляции рядом с боковой поверхностью модели.

Численное исследование выполнено с помощью программного комплекса ANSYS Fluent. Численное моделирование проводилось в рамках системы уравнений Рейнольдса с моделью турбулентности Спаларта – Альмараса в предположении гипотезы развитой турбулентности. Для построения сеток использован программный комплекс Pointwise 18. Для численного моделирования применялись многоблочные структурированные и гибридные сетки с выделением пограничного слоя. Разрешение пограничного слоя составило 301 ячейку, размер первой ячейки составил 10^{-5} м.

Результаты численного моделирования хорошо согласуются с экспериментальными данными. При достаточном уровне сгущения сеточных линий правильно воспроизводится структура взаимодействия сверхзвуковой струи с набегающим на нее гиперзвуковым потоком. Рядом с боковой поверхностью модели образуется большая зона рециркуляции, что подтверждено экспериментальными данными. Помимо этого хочется отметить, что данные численного моделирования по запиранию рабочей части трубы при максимальных значениях давления в форкамере модели при $M = 8$ для модели большего размера оправдались в эксперименте. При использовании модели меньшего размера эффект запирания рабочей части трубы не проявлялся ни в эксперименте, ни в численном моделировании.

EXPERIMENTAL AND NUMERICAL INVESTIGATION OF SUPERSONIC COUNTERFLOW JET AT MACH NUMBERS $M = 6$ AND 8 IN UT-1M SHOCK TUBE

S.M. Drozdov ^{1,3}

manticore_edo@mail.ru

Yu.N. Nesterov ¹

D.S. Fedorov ^{1,2}

I.V. Shemetov ^{1,3}

¹ Central Aerohydrodynamic Institute

² Moscow Aviation Institute (National Research University)

³ Moscow Institute of Physics and Technology

Comparison is made between experimental and numerical results of the investigation of supersonic jet ejection opposite to a hypersonic stream at Mach numbers 6 and 8 in UT-1M wind tunnel. Experimental data include schlieren visualization images and measurements of pressure distribution with a Pitot comb. Numerical simulation was performed in axisymmetric formulation.

НЕВЯЗКИЕ ВИХРЕВЫЕ СТРУКТУРЫ В УДАРНОМ СЛОЕ ОКОЛО РОМБОВИДНОГО КРЫЛА ПРИ ОБТЕКАНИИ СО СКОЛЬЖЕНИЕМ

М.А. Зубин¹

Ф.А. Максимов^{1,2}

Н.А. Остапенко¹

ostap@imec.msu.ru

¹ НИИ механики МГУ

² ИАП РАН

Представлены результаты численного исследования структуры ударного слоя около ромбовидного крыла при его обтекании со скольжением на режимах со сверхзвуковыми передними кромками. Классифицированы особенности течения, возникающие на подветренной консоли крыла в широких диапазонах изменения числа Маха, параметров геометрии крыла и углов атаки и скольжения. Определены критерии существования вихревых особенностей Ферри в отсутствии точек ветвления ударных волн.

В численном исследовании [1] сверхзвукового несимметричного обтекания ромбовидного крыла (V-образное крыло с углом раскрытия большим 180°) были обнаружены разнообразные, ранее не известные структуры течения в ударном слое в зависимости от числа Маха, углов атаки и скольжения, обусловленные наличием точки излома поперечного контура крыла. В частности, доказано существование режимов течения со срывом потока с наветренной консоли и наличие вихря на режимах обтекания со скольжением и с дозвуковым течением на сфере в окрестности центральной хорды крыла. При реализации в окрестности точки излома контура условий, допускающих существование централизованной волны разрежения, вихрь сдвигается вниз по потоку вдоль поверхности крыла, а перед ним образуется ударная волна. Для одной из последовательностей схем течения, имеющих место при умеренных числах Маха невозмущенного потока с ростом угла скольжения, характерно сближение точки растекания линии тока, замыкающей вихрь, и узла линий тока на поверхности подветренной консоли. После «слияния» указанных точки растекания и узла линий тока на подветренной консоли остается лишь точка стекания, в которую входят линии тока, идущие от передних кромок крыла, и вихревая особенность Ферри над ней. При гиперзвуковых числах Маха и больших углах скольжения на поверхности подветренной консоли реализуется лишь узел линий тока.

В [2] с использованием различных экспериментальных методов было подтверждено существование схем обтекания с образованием вихря на подветренной консоли крыла в окрестности центральной хорды. Особое внимание к режиму со срывным вихрем было связано с тем, что в окрестности критической точки, в которую приходит линия тока, огибающая вихрь, в реальном течении могут существовать большие тепловые потоки.

В [3] было показано, что геометрическим параметром, способным изменить структуру течения на подветренной консоли крыла, является угол полураствора конуса, вписанного в двугранный угол между консолями крыла. Для крыла с плавным сопряжением его консолей структура течения в окрестности плоскости симметрии качественно отличается от структуры течения для крыла с изломом контура. В окрестности скругления поперечного контура крыла реализуется разгон потока до сверхзвуковых скоростей на сфере с образованием ударной волны, нормально падающей на подветренную консоль.

Результаты расчетов ($M = 3...6$) показали, что за падающей ударной волной на подветренной консоли крыла реализуются различные структуры, содержащие особенно-

сти течения, располагающиеся от плоскости симметрии вниз по течению. Среди них: I — вихревая особенность Ферри над точкой стекания седлового типа, точка растекания и узел линий тока; II — узел, точка растекания и узел линий тока; III — узел линий тока; IV — только одна вихревая особенность Ферри над точкой стекания седлового типа.

В [4] было установлено, что в конических течениях с ударными волнами, содержащими точки ветвления, существование вихревых особенностей Ферри определяется двумя критериями. Это число Маха скорости, нормальной лучу, проходящему через точку ветвления маховской конфигурации ударных волн, и скачок коэффициента восстановления полного давления ΔK на соответствующем контактном разрыве.

Показано, что при обтекании ромбовидного крыла со скругленным поперечным контуром, когда отсутствуют точки ветвления как на головной ударной волне, так и на скачке уплотнения, падающем на подветренную консоль, существование вихревых особенностей Ферри также определяется двумя критериями.

Первый — это величина максимальной производной распределения энтропийной функции по нормали к поверхности крыла в градиентном потоке за ударной волной, образующейся перед вихревой структурой. Максимальная производная энтропийной функции является монотонной функцией угла полураствора конуса и убывает с его ростом, что позволяет принять ее в качестве параметра, характеризующего интенсивность эквивалентного контактного разрыва.

Вторым критерием по-прежнему [4] является необходимая величина числа Маха скорости, нормальной к скачку уплотнения (в данном случае в точке ударной волны, соответствующей максимальной производной энтропийной функции).

Показано, что существование структуры IV в ударном слое около ромбовидного крыла с изломом поперечного контура также определяется предложенными критериями. Новые критерии классификации вихревых структур в ударном слое показали, что структура со смещением вниз по потоку вихрем и соответствующей ударно-волновой конфигурацией, подобная структуре I для крыла со сглаженным контуром, не является вихревой особенностью Ферри.

Продемонстрировано, что концепция, опирающаяся на предложенные новые два критерия, позволяет объяснить эволюцию всех наблюдаемых в расчетах вихревых структур в ударном слое ромбовидного крыла в отсутствии точек ветвления ударных волн.

*Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ
(проект № 18-01-00182).*

Литература

- [1] Максимов Ф.А., Остапенко Н.А. V-образные крылья с углом раскрытия, большим π , при сверх- и гиперзвуковом обтекании // Докл. РАН. 2016. Т. 469, № 6. С. 680–685.
- [2] Зубин М.А., Максимов Ф.А., Остапенко Н.А. О режимах обтекания ромбовидного крыла со срывным вихрем в ударном слое // Докл. РАН. 2017. Т. 477, № 4. С. 410–414.
- [3] Зубин М.А., Максимов Ф.А., Остапенко Н.А. Управление структурой обтекания ромбовидного крыла в сверхзвуковом потоке // Докл. РАН. 2019. Т. 485, № 3. С. 290–294.
- [4] Зубин М.А., Максимов Ф.А., Остапенко Н.А. Об условиях существования вихревых особенностей Ферри в сверхзвуковых конических течениях // Изв. РАН. МЖГ. 2015. № 1. С. 130–151.

INVISID VORTEX STRUCTURES IN THE SHOCK LAYER AROUND THE DIAMOND WING IN THE FLOW WITH SLIP

M.A. Zubin

F.A. Maksimov

N.A. Ostapenko

ostap@imec.msu.ru

Institute of Mechanics, Lomonosov Moscow State University

The results of the numerical study of the shock layer structure around the diamond wing in the flow with slip at modes with supersonic leading edges are presented. The flow features on the leeward wing console in wide ranges of Mach number, wing geometry parameters and angles of attack and slip are classified. The criteria of existence of Ferry vortex singularities in the absence of shock wave branch points are determined.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕПЛООБМЕНА БОКОВЫХ ПОВЕРХНОСТЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В ВЫСОКОЧАСТОТНЫХ ИНДУКЦИОННЫХ ПЛАЗМОТРОНАХ

А.Н. Гордеев

А.В. Чаплыгин

alchapl87@gmail.com

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Экспериментально исследован теплообмен пластин и плиток под углом атаки в дозвуковых струях диссоциированного воздуха, истекающих из щелевых сопел индукционных плазмотронов ВГУ-3 и ВГУ-4. Разработана методика визуализации течения у поверхности медной пластины под углом атаки, основанная на вдуве ацетилена в пограничный слой.

В условиях возобновляющегося интереса к многократным возвращаемым космическим аппаратам планирующего спуска возрастает актуальность экспериментальных исследований высокотемпературных материалов в условиях, приближенных к натурному аэродинамическому нагреву. Определяющие факторы аэродинамического нагрева, включая конвективные тепловые потоки, давление торможения и температуру поверхности, достаточно полно могут быть смоделированы в высокочастотных индукционных плазмотронах ВГУ-3 и ВГУ-4 ИПМех РАН [1]. Потоки плазмы в данных установках являются химически чистыми, что дает возможность моделировать термохимическое взаимодействие потоков диссоциированных газов с поверхностью, включая процессы абляции, окисления и катализа. Плазмотроны ИПМех РАН позволяют проводить испытания моделей и образцов материалов как осесимметричной формы, так и в форме пластин. Пластина как объект исследования представляет особый интерес при моделировании теплообмена боковой поверхности летательного аппарата.

При экспериментальном исследовании моделей и образцов в форме пластин для формирования потока диссоциированного газа за разрядным каналом плазмотрона могут устанавливаться водоохлаждаемые щелевые сопла. В ИПМех РАН используются щелевые сопла с размерами выходных сечений: 40×8 , 80×15 , 120×9 (ВГУ-4), а также 80×15 и 200×30 мм (ВГУ-3). На плазмотроне ВГУ-4 с помощью медных моделей, оснащенных нестационарными калориметрическими датчиками, был исследован теплообмен дозвуковых струй диссоциированного газа, истекающих из щелевых сопел

с размерами выходных сечений 40×8 , 80×15 и 120×9 мм, с поверхностью пластины под углом атаки. Получены распределения теплового потока вдоль оси симметрии в зависимости от мощности анодного питания ВЧ-генератора плазмотрона.

С помощью термовизора «Тандем VS-415U» получены поля температур на поверхности теплозащитной плитки орбитального корабля «Буран» в режимах, где максимальная температура поверхности не превышала 1300°C . Установлено, что тепловые потоки к низкокatalитической поверхности плитки ниже тепловых потоков к медной поверхности при тех же условиях более чем в 2 раза.

В мегаваттном плазмотроне ВГУ-3 получено распределение температур по поверхности плоской панели 250×250 мм, собранной из теплозащитных плиток орбитального корабля «Буран». Панель устанавливалась под углом атаки 5° в потоке диссоциированного воздуха, истекающем из щелевого сопла с размерами выходного сечения 200×30 мм. Мощность ВЧ-генератора плазмотрона ВГУ-3 по анодному питанию в ходе эксперимента составляла 200 кВт. Давление в барокамере было равно 20 ГПа. Установлено, что тепловой поток на панели почти линейно снижается по мере удаления от выходного сечения сопла с 260 до 210 кВт/м^2 [2].

При моделировании теплообмена на пластине в индукционном плазмотроне реализуется трехмерное течение: закрученный поток плазмы из разрядного канала проходит через щелевое сопло и обтекает плоскую поверхность под углом атаки. Важной задачей подобных исследований является визуализация линий тока. Для этих целей была разработана водоохлаждаемая медная пластина с возможностью вдува газа через отверстия, выполненные на ее лицевой поверхности вдоль нижней кромки. Проведены пробные эксперименты по вдуву ацетилена в пограничный слой при обтекании пластины диссоциированным воздухом. Эксперименты показали принципиальную возможность визуализации течений в условиях индукционного плазмотрона путем вдува газа в пограничный слой.

Литература

- [1] Гордеев А.Н., Колесников А.Ф. Высокочастотные индукционные плазмотроны серии ВГУ // Сб. Актуальные проблемы механики: Физико-химическая механика жидкостей и газов. М.: Наука, 2010. С. 151–177.
- [2] Чаплыгин А.В., Васильевский С.А., Гордеев А.Н., Колесников А.Ф. Новые режимы теплообмена в высокочастотном мегаваттном индукционном плазмотроне ВГУ-3 // XII Всероссийский съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. Сборник трудов в 4 томах. Т. 2. Механика жидкости и газа. Уфа: РИЦ БашГУ Уфа, Республика Башкортостан, Россия, 2019. С. 921–922.

MODELING OF HEAT TRANSFER OF AIRCRAFT SIDE SURFACES IN HIGH-FREQUENCY INDUCTION PLASMATRONS

A.N. Gordeev

A.V. Chaplygin

alchapl87@gmail.com

Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics RAS

The heat transfer of plates and tiles at an angle of attack in subsonic jets of dissociated air flowing from slit nozzles of induction plasmotrons VGU-3 and VGU-4 was experimentally studied. A technique was developed for visualizing the flow near the surface of a copper plate at an angle of attack, based on the injection of acetylene into the boundary layer.

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ РАЗРУШЕНИЯ ОБРАЗЦОВ ТЕПЛОЗАЩИТНОГО ПОКРЫТИЯ В БАТ-104 ЦАГИ

Б.Е. Жестков

bzhestkov@mail.ru

И.В. Сенюев

В.В. Плугин

В.В. Штапов

М.М. Целунов

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского

На основании измерений теплового потока с помощью медного калориметра установлены режимы работы, при которых на исследуемые образцы воздействуют заданные тепловые потоки 50, 80 и 120 Вт/см². Измерялась температура, скорость линейного уноса образцов и положение фронта ударной волны.

БАТ-104 — высокотемпературная вакуумная аэродинамическая труба периодического действия с индукционным подогревом рабочего газа (воздуха, азота, гелия, аргона). температура и давление торможения регулируются в диапазоне $T_0 = 5000 \dots 10000$ К, $P_0 = 0,1 \dots 0,5$ атм. Энтальпия торможения составляет $i_0 = 10 \dots 40$ МДж/кг. Поток представляет собой недорасширенную струю, поэтому в зависимости от расстояния от выходного сечения сопла числа Маха составляют $M_\infty \gg 4-8$. Продолжительность испытания (пуска) определяется нагревом рабочей камеры. При умеренных режимах она может составлять до $\tau \gg 40$ мин. Модели обтекаются химически активным потоком. Степень диссоциации воздуха составляет $\alpha = 0,5 \dots 0,9$. АДТ БАТ-104 характеризуются высокой стабильностью и повторяемостью режимов. Отклонения параметров не превышают 3 % [1].

Высокочастотный ток, текущий по индуктору, образует в объеме разрядной камеры продольное высокочастотное магнитное поле, которое создает вихревое электрическое поле, поддерживающее разряд. Плазма разряда имеет вид веретена, отжатого от стенок разрядной камеры слоем относительно холодного несветящегося газа.

Индуктор питается от высокочастотного генератора ВЧИ-4-160/1.76. Частота $f = 1,76$ МГц, колебательная мощность до $W_\omega = 160$ кВт.

Коническое сверхзвуковое сопло, использовавшееся при испытаниях, имеет диаметры критического сечения $D_c = 14,63$ мм, выходного сечения $D = 53,7$ мм и угол раскрытия в сверхзвуковой части 30° .

В системе измерений используются две ЭВМ типа IBM PC Pentium. ПК 1 обеспечивает измерения яркостной температуры поверхности модели, сохраняет кадры, поступающие с видеокамеры, и отображает их на экране. Осуществляет управление чувствительностью камеры при увеличении величины теплового потока и температуры модели.

ПК 2 с помощью аналого-цифрового преобразователя (АЦП) позволяет измерить величины электрических сигналов с датчиков давления и термопар, а также величины анодного напряжения и силы тока высокочастотного генератора (всего используется 13 каналов). Величины всех измеряемых параметров отображаются на экране в текстовом и графическом виде. На экране отображается также график заданной временной зависимости давления. Величина давления в форкамере регулируется тремя дросселями, способ управления которыми (автоматический от ПК или ручной) выбирается перед началом эксперимента.

Давление в форкамере измеряется датчиками ИКД-100 и ИКД-780, давление в рабочей части регистрируется датчиком ИКД-10 и с помощью вакуумметра ВИТ-3.

В работе получила дальнейшее развитие методика высокотемпературных испытаний [2]. Усовершенствована техника и методика исследования с помощью оптических приборов. Основным средством получения информации о состоянии образцов и моделей в настоящих экспериментах являлись оптические измерения. По изображению модели контролировалось состояние поверхности теплозащитного материала в процессе испытания и его унос. По измерению яркости теплового свечения модели при помощи яркостного пирометра определялась яркостная температура ее поверхности. Измерения проводились на длине волны 890 нм [3]. По величине яркостной температуры можно получить термодинамическую температуру, зная излучательную способность исследуемого тела. Излучательная способность может быть измерена в лабораторных условиях до и после эксперимента на спектрофотометре, оснащённом приставкой для измерения отражения с фотометрическим шаром.

Разработана методика определения скорости линейного уноса образцов и положение фронта ударной волны. Выбраны режимы испытаний. При исследованиях абляционных материалов тепловой поток к образцу обычно измеряется с помощью медного калориметра. При подготовке к испытаниям был разработан медный калориметр диаметром 50 мм и проведены измерения теплового потока в диапазоне 30...120 Вт/см². На основании этих измерений теплового потока установлены режимы работы АДТ ВАТ-104, при которых на торцы исследуемых образцов в виде цилиндров диаметром 50 мм воздействуют заданные тепловые потоки 50, 80 и 120 Вт/см².

По измененной программе кроме цилиндрических образцов при тех же режимах работы ВАТ-104 были испытаны образцы конической формы. В связи с этим были определены значения тепловых потоков к коническим образцам. Известно, что при испытании цилиндрических образцов тепловой поток к торцу обратно пропорционален квадратному корню из диаметра образца [4]. Кончик конических образцов можно приблизительно представить как плоский с диаметром 2,3 мм. Для образца конической формы, который испытывался на режиме 120 Вт/см², получаем значение теплового потока в начале испытания 550 Вт/см². В конце испытания тепловой поток к передней поверхности этого образца составил приблизительно 190 Вт/см². Для конических образцов, испытанных на режиме 80 Вт/см² получаем приблизительно значение теплового потока в начале испытания 370 Вт/см² и 180 Вт/см² в конце испытания.

Работа выполнена при поддержке РФФИ (проект № 18-08-00020-а).

Литература

- [1] Жестков Б.Е. Исследование термохимической устойчивости теплозащитных материалов // Ученые записки ЦАГИ. 2014. Т. XLV, № 5. С. 62–77.
- [2] Ваганов А.В., Жестков Б.Е., Сахаров В.И., Сенюев И.В., Целунов М.М., Штапов В.В. Методика исследования неравновесного теплообмена и каталитических свойств высокотемпературных материалов. Доклад на XXX Научно-технической конференции по аэродинамике 25–26.04.2019 // Материалы XXX Научно-технической конференции по аэродинамике. ЦАГИ. 2019. С. 74–75.
- [3] Сенюев И.В. Применение спектральной пирометрии в аэродинамическом эксперименте для измерения температуры поверхности и пламени // Ученые записки ЦАГИ. 2017. Т. XLVIII, № 2. С. 50–61.
- [4] Löhle S., Hermann T., Zander F. Experimental assessment of the performance of ablative heat shield materials from plasma wind tunnel testing // CEAS Space journal. 2018. No. 10. Pp. 203–211.

INVESTIGATION METHODOLOGY OF DESTRUCTION OF HEAT-SHIELDING COATING SAMPLES AT WIND TUNNEL VAT-104 TSAGI

B.E. Zhestkov

bzhestkov@mail.ru

I.V. Senyuev

V.V. Plugin

V.V. Shtapov

M.M. Tselunov

Central Aerohydrodynamic Institute

Measuring heat fluxes with a copper calorimeter the operating wind tunnel modes were determined under which given heat fluxes of 50, 80 and 120 W/cm² act on the surfaces of studied samples. The surface temperature, the rate of sample ablation and the position of the shock front were measured.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕРАВНОВЕСНОГО ОБТЕКАНИЯ СФЕРИЧЕСКОГО ЗАТУПЛЕНИЯ ГИПЕРЗВУКОВЫМ ПОТОКОМ ВОЗДУХА

С.В. Александров

А.Г. Здор

А.Ю. Киреев

a_kireev1950@mail.ru

С.В. Чернов

В.Л. Юмашев

yumashev@mail.ru

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского

На основе полных уравнений Навье – Стокса исследуется обтекание сферически затупленной носовой оконечности летательного аппарата при гиперзвуковом полете в атмосфере Земли. Задача решается с учетом неравновесного протекания физико-химических процессов (колебательная релаксация, колебательно-диссоциационное взаимодействие, диссоциация, химические реакции, ионизация) в двумерной постановке с помощью разработанного в ЦАГИ программного комплекса HSFlow.

Одной из наиболее важных задач при проектировании космических и гиперзвуковых аппаратов является определение тепловых потоков к их поверхности при полете в атмосфере с большими сверхзвуковыми скоростями. В условиях экстремально высоких температур в ударном слое около тела важное значение имеет учет неравновесного протекания физико-химических процессов. Исследованию проблемы численного моделирования вязких, неравновесных течений около затупленных тел гиперзвуковым потоком воздуха и газовых смесей различного состава на основе полных уравнений Навье – Стокса посвящено большое количество работ и разработан ряд значимых программных комплексов. Поскольку работа не является обзором, приведем лишь некоторые из них, которые считаем наиболее интересными. Уравнения сохранения, кинетика и тестовые расчеты даются в [1]. Из российских работ необходимо упомянуть работы [2, 3], где приводятся методика расчета и результаты применения разработанного их авторами программного комплекса описания неравновесных 2D- и 3D-течений при полете аппаратов различного типа.

Учитывая важность задач неравновесных течений в практических приложениях, в данной работе сделана попытка применения разработанного в ЦАГИ программного

комплекса HSFlow в 2D-постановке для расчета обтекания тела со сферическим затуплением неравновесным гиперзвуковым потоком воздуха. В докладе излагается методика расчета и основные результаты ее реализации в случае 2D-обтекания сферического затупления.

Излагаются методики расчета, а также инженерные оценки конвективных тепловых потоков при гиперзвуковом движении сферически затупленного аппарата в атмосфере Земли при вариации скорости и радиуса затупления тела. Задача решается с учетом неравновесного протекания физико-химических процессов (колебательная релаксация, колебательно-диссоциационное взаимодействие, диссоциация, химические реакции, ионизация) (11-компонентного состава) в двумерной постановке. Реализованы два подхода: 1) на основе полных уравнений Навье – Стокса; 2) инженерный подход для быстрой оценки уровня конвективных тепловых потоков к критической точке затупления с учетом разреженности набегающего воздушного потока.

В качестве объекта для исследования в данной работе выбраны сферические носовые затупления радиусом 1, 4 и 10 см, обтекаемые потоком воздуха со скоростью 3500 м/с и 5000 м/с при параметрах атмосферы на высоте 70 км. На поверхности заданы условия прилипания, температура поверхности принята постоянной, равной 600 К. Рассматриваются предельные случаи полностью каталитической и полностью некаталитической поверхности.

Расчетные данные указывают на существенный уровень физико-химической неравновесности (колебательной, колебательно-диссоциационной, диссоциационной и за счет химических реакций) течения в вязком ударном слое в рассматриваемых условиях обтекания. Данные по величинам тепловых потоков к критической точке, полученные по программе HSFlow, ниже потоков, предсказываемых при помощи широко используемых на практике инженерных формул.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 18-08-00020).

Литература

- [1] Gnoffo P.A., Gupta R.N., Shinn J.L. Conservation Equations and Physical Models for Hypersonic Air Flows in Thermal and Chemical Nonequilibrium // NASA TP 2867, February 1989.
- [2] Суржиков С.Т. Расчет обтекания модели космического аппарата MSRO с использованием кодов NERAT-2D и NERAT-3D // Физико-химические процессы в газовой динамике. 2010. Т. 10. www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-003.pdf
- [3] Железнякова А.Л., Суржиков С.Т. Поле течения около космического аппарата FIRE II под углом атаки. // Физико-химические процессы в газовой динамике. 2010. Т. 10. www.chemphys.edu.ru/pdf/2010-01-12-020.pdf

NUMERICAL SIMULATION OF NON-EQUILIBRIUM HIGH SPEED AIR FLOW OVER SPHERICAL BLUNT BODIES

S.V. Alexandrov

A.G. Zdor

A.Yu. Kireev

a_kireev1950@mail.ru

S.V. Chernov

V.L. Yumashev

yumashev@mail.ru

Central Aerohydrodynamic Institute

Based on two-dimensional full Navier-Stokes equations the flow over a spherically blunted body at hypersonic flight in the atmosphere of the Earth is investigated. The problem is being

solved taking into account non-equilibrium physical-chemical processes (vibration relaxation, vibration-dissociation coupling, dissociation, chemical reactions, ionization). Convective heat fluxes at the stagnation point are compared to ones obtained using simplified engineering technique.

ИССЛЕДОВАНИЕ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ТЕЧЕНИЙ В ОБЛАСТИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКОВ ВЫСОКОСКОРОСТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

М.М. Алексеева

amara96@mail.ru

Н.А. Брыков

М.В. Чернышов

mvcher@mail.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Рассматриваются газодинамические поля в области воздухозаборников высокоскоростных летательных аппаратов в двумерной и трехмерной постановках. Составлена математическая модель высокоскоростных течений. Рассмотрено влияние многокомпонентной смеси на ударные волны.

Создание перспективных высокоскоростных летательных аппаратов (ЛА) базируется на решении целого ряда сопряженных инженерных задач в области аэродинамики ЛА, тепловой защиты от аэродинамического нагрева, организации горения в камере сгорания и др. Исследование процессов, сопровождающих движение высокоскоростных ЛА в плотных слоях атмосферы, связано с рассмотрением газодинамических и физико-химических процессов аэродинамики. При высоких скоростях полета (число Маха $M \leq 5$) состав воздуха за фронтом ударной волны отличается от равновесного, начинаются процессы диссоциации и рекомбинации молекул кислорода и азота. Из-за высоких скоростей потока воздуха в воздухозаборниках высокоскоростных прямоточных воздушно-реактивных двигателей (ВПВРД) поток не успевает затормозиться и сохраняет сверхзвуковую структуру, в связи с чем становится важным вопрос организации эффективного горения топливно-воздушной смеси.

В качестве объекта исследования в работе рассматриваются высокоскоростные летательные аппараты, оснащенные воздухозаборником с центральным телом и с подфюзеляжным воздухозаборником. Впрыск топлива в воздушный поток должен осуществляться в канале воздухозаборника. Исследуются особенности течения в области высокоскоростного воздухозаборника на разных высотах полета.

При численном моделировании высокоскоростных течений необходимо учитывать свойства реального химически реагирующего газа. В работе рассматривалась пятикомпонентная воздушная смесь [1], где эффекты диссоциации и рекомбинации учитываются с помощью модели конечной скорости химической реакции, а временной масштаб протекания химических процессов принимается за характерный временной масштаб потока при условии больших сверхзвуковых скоростей.

Нахождение молекул в возбужденном колебательном состоянии увеличивает вероятность их диссоциации. Это приводит к падению поступательной температуры в сжатом слое, уменьшает отход ударной волны от поверхности, что ведет к изменению условий нагрева поверхности. Положения теории термической диссоциации не дают достаточно точных данных для констант скоростей реакций, поэтому основным источником данных является эксперимент. Имеются достаточно апробированные данные для рассматриваемой группы реакций [2–4]. Сводная информация о наиболее

вероятных значениях констант скоростей прямых реакций приведена в [2]. Скорости обратных реакций определяют из констант скоростей прямых реакций и константы равновесия соответствующей реакции, которая достаточно просто рассчитывается из общих термодинамических соображений для равновесного состояния.

В настоящем докладе представлена математическая модель многокомпонентной воздушной смеси для решения данного класса задач. Рассмотрены поля распределения газодинамических параметров в области ВПВРД.

Литература

- [1] Ковалев В.Л. Гетерогенные каталитические процессы в неравновесной аэротермодинамике. М.: Физматлит, 2002.
- [2] Ступоченко Е.В., Лосев С.А., Осипов А.И. Релаксационные процессы в ударных волнах. М.: Наука, 1965.
- [3] Физико-химические процессы в газовой динамике. Компьютеризованный справочник в 3-х томах. Том I: Динамика физико-химических процессов в газе и плазме // под ред. Г.Г. Черного и С.А. Лосева. М.: Изд-во Моск. ун-та, 1995.
- [4] Физико-химические процессы в газовой динамике: справочник. Т. 2: Физико-химическая кинетика и термодинамика // под ред. Г.Г. Черного и С.А. Лосева. М.: Научно-издательский центр механики, 2002.

THE STUDY OF GAS-DYNAMIC FLOWS IN THE FIELD OF AIR INTAKES OF HIGH-SPEED AIRCRAFTS

M.M. Alekseeva

amara96@mail.ru

N.A. Brykov

M.V. Chernyshov

mvcher@mail.ru

Baltic State Technical University "VOENMEH"

The gas dynamic flowfields about the air inlets of high-speed flying vehicles are considered as 2D and 3D problems. Mathematical model of high supersonic flows is obtained. Influence of multi-component mixture on shock wave parameters is studied.

РАСЧЕТ ИЗЛУЧЕНИЯ И ГАЗОВОЙ ДИНАМИКИ СТРУЙ, ИСТЕКАЮЩИХ В РАЗРЕЖЕННОЕ ПРОСТРАНСТВО, НА ОСНОВЕ КВАЗИГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ УРАВНЕНИЙ

А.М. Молчанов

vario999@mail.ru

В.Э. Попов

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Разработан метод расчета высотных струй, истекающих в разреженный газ. Метод основан на использовании квазигазодинамических (КГД) уравнений. Из уравнения Больцмана получены уравнения неразрывности компонентов газовой смеси и уравнения переноса колебательных энергий в квазигазодинамической постановке. Показано, что при расчете с использованием КГД интенсивность излучения существенно ниже, чем при расчете стандартной системы уравнений Навье – Стокса.

Расчет высотных струй представляет серьезную проблему. В основном это связано с нарушением условия сплошности разреженной среды и ярко выраженной неравновесностью между различными энергетическими модами.

Численный анализ таких течений может проводиться на основе методов прямого численного моделирования — методов Монте-Карло, или DSMC-методов. Однако расчет этими методами также требует использования очень больших компьютерных ресурсов.

Поэтому в Институте прикладной математики разработана модель, получившая название квазигазодинамические (КГД) уравнения [1]. Этот подход основан на использовании математической модели, обобщающей систему уравнений Навье – Стокса и отличающейся от нее дополнительными диссипативными слагаемыми с малым параметром в качестве коэффициента.

В данной работе представлены результаты расчетов с помощью квазигазодинамических уравнений на примере истечения струй, которые представляют собой химическую смесь на высотах от 100 до 200 км.

Литература

- [1] Елизарова Т.Г., Шеретов Ю.В. Теоретическое и численное исследование квазигазодинамических и квазигидродинамических уравнений // Ж. вычисл. матем. и матем. физ. 2001, Т. 41, № 2. С. 239–255.
- [2] Молчанов А.М. Расчет теплового излучения колебательно неравновесного газа методом k-распределения / Физико-химическая кинетика в газовой динамике. 2015. Т. 16, вып. 1. URL: <http://chemphys.edu.ru/issues/2015-16-1/articles/317/>

CALCULATION RADIATION AND GAS DYNAMICS OF JETS THROUGH INTO THE UNLIMITED SPACE ON THE BASIS OF QUASI-GAS-DYNAMIC EQUATIONS

A.M. Molchanov
V.E. Popov

vario999@mail.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

A method for calculating high-altitude jets flowing into a rarefied gas is developed. The method is based on the use of quasi-gasdynamic (QGD) equations. From the Boltzmann equation, the equations of continuity of the components of the gas mixture and the equations of transfer of vibrational energies in a quasi-gas dynamic formulation are obtained. It is shown that when calculating using QGD, the radiation intensity is significantly lower than when calculating the standard system of Navier–Stokes equations (NS).

СВЯЗЬ КРИТИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ДРОБЛЕНИЯ ЗАРЯЖЕННОЙ КАПЛИ В ПОТОКЕ

М.Н. Сергеев

РГАТУ

В докладе рассматривается исследование движения капли в потоке. Показана связь между критическими параметрами фрагментации заряженной капли в потоке.

Исследование движения капли в потоке является важной задачей, актуальной для разработчиков форсуночных устройств [1, 2]. Одним из способов облегчения дробления капли является ее электрическая зарядка. Проблемы устойчивости заряженной капли рассмотрены в работах [4, 5]. Как отмечено в работе [6], условия равновесия такой капли определяются балансом сил, обусловленных аэродинамическим давлением, давлением за счет электростатического взаимодействия зарядов на поверхности капли и давлением поверхностного натяжения. Если каплю представить в виде сфероида, то условия равновесия примут вид

$$p_n^A + p_\sigma^A + p_\varepsilon^A = p_n^B + p_\sigma^B + p_\varepsilon^B,$$

где $p_n^A, p_\sigma^A, p_\varepsilon^A$ — давления в точке A , которая является полюсом сфероиду, а давления $p_n^B, p_\sigma^B, p_\varepsilon^B$ — соответственно в точке B , наиболее удаленной от оси сфероида.

Условия равновесия заряженной капли в потоке, который в данной модели принимается потенциальным, выражаются в виде зависимости числа Вебера от соотношения между полюсами сфероида k [6]

$$We = \frac{4}{\eta^2} (-2S\chi),$$

где $\eta = \eta(k)$, $\varphi = \varphi(k)$, $\chi = \chi(k)$, а параметр S равен отношению электростатического давления и давления, обусловленного поверхностным натяжением жидкости. Выражение для S пропорционально числу Рэлея и имеет следующий вид:

$$S = \frac{q^2}{\pi \sigma d^3},$$

где q, σ, d — соответственно заряд, коэффициент поверхностного натяжения и диаметр капли.

Кривая равновесия $We = We(k)$ имеет перегиб, что означает, что за точкой перегиба имеет место неустойчивого равновесия. Критическую точку перегиба найдем из условия

$$\frac{dWe}{dk} = 0.$$

Результаты вычислений представлены в таблице.

Значение параметров капли в критической точке

S	0	0,2	0,4	0,6	0,8	1
$k_{кр}$	5,97	7,33	8,82	10,37	11,96	13,55
$We_{кр}$	3,75	3,53	3,35	3,2	3,07	2,96

Зависимости $We_{кр} = We_{кр}(S)$ и $k_{кр} = k_{кр}(S)$ близки к линейным. Обработка полученных данных по методу наименьших квадратов дает следующий результат:

$$k_{кр} = 7,62S - 5,86; \quad We_{кр} = -0,78S + 3,7.$$

Исключая из полученных выражений параметр S , получим формулу для критических значений числа Вебера и отношений полуосей сфероида

$$We_{кр} = -0,1k_{кр} + 3,1.$$

Применимость данной формулы ограничивается величиной заряда, при которой начинается на капле разряд. Величина этого заряда может быть определена из условия для предельной напряженности электрического поля, равной 30 кВ/м. Полученные выражения для критических чисел Вебера и соотношений между полуосями сфероида имеет практический смысл, состоящий в том, что при данных параметрах капля в потоке в принципе существовать не может.

Литература

- [1] Дитякин Ю.Ф., Клячко Л.А., Новиков Б.В., Ягодкин В.И. Распыливание жидкостей. М.: Машиностроение, 1977. 208 с.
- [2] Пажи Д.Г., Галустов В.С. Основы техники распыливания жидкостей. М.: Химия, 1984. 256 с.
- [3] Hendrics C.D., Schneider J.M. Stability of Conducting Droplet under the Influence of Surface Tension and Electrostatic Forces // American Journal of Physics. 1963. Vol. 1 (6). Pp. 450–453.
- [4] Григорьев А.И. О механизме неустойчивости заряженной проводящей капли // Журнал технической физики. 1986. Т. 56 (7). С. 1272–1278.
- [5] Cheng K.J., Chaddock J.B. Deformation and Stability of Drops and Bubbles in an Electric Field // Physics Letters A. 1984. Vol. 106 (1–2). Pp. 51–54.
- [6] Сергеев М.Н. К теории дробления заряженной капли в потоке // Инженерный журнал: наука и инновации. 2018. Вып. 4.

COMMUNICATION OF CRITICAL CRUSHING PARAMETERS CHARGED DROPS IN STREAM

M. Sergeev

RSAU named after P.A.Kostychev

The report examines the study of the motion of a drop in a stream. The relationship between the critical parameters of the fragmentation of a charged drop in a stream is showing.

ИССЛЕДОВАНИЕ СОВМЕСТНОГО ПОЛЕТА ДВУХ ОСКОЛКОВ МЕТЕОРНОГО ТЕЛА

В.Т. Лукашенко

lukashenko-vt@yandex.ru

ИАП РАН

Проведено численное исследование совместного сверхзвукового полета двух тел разных размеров. Параметры одного из тел фиксировались, а размер и плотность второго тела варьировались. Выделяется три режима полета: разлет тел в поперечном направлении, совместный полет тел с удержанием меньшего тела в следе лидирующего тела, постепенное отставание малого тела от лидирующего тела.

При движении в атмосфере метеорное тело постепенно тормозится и разрушается. Одним из наблюдаемых механизмов разрушения метеорного тела является его распад на группу осколков [1]. Изначально образовавшиеся осколки метеорного тела расположены в непосредственной близости друг к другу, что приводит к существенной интерференции между телами. Из-за разности в аэродинамических силах, действующих на каждое отдельное тело, со временем происходит перестроение конфигурации осколков и изменение траектории их движения. В работе [2] было выдвинуто предположение о характере поведения подобных систем тел из небольшого количества осколков: если тела имеют близкие размеры, то они разойдутся в поперечном направлении и дальше будут двигаться независимо; если же выделяется один крупный фрагмент, то остальные тела втягиваются в его след — реализуется эффект коллимации, и происходит образование «иглы» из осколков метеорного тела.

За последние годы был разработан метод моделирования динамики системы тел [3, 4], основанный на решении сопряженной аэродинамической и баллистической задач. При заданной начальной конфигурации тел рассчитывается картина обтекания и находится распределение давления на поверхности тел. На следующем шаге происходит перерасчет состояния системы (координаты и скорости тел) через малый интервал времени; тела перемещаются, и после этого происходит перерасчет имеющейся картины течения. Итерационным методом прослеживается динамика системы тел на больших временных интервалах. Соударения между телами рассчитываются при помощи модели «бильярдных шаров» с задаваемым коэффициентом восстановления удара k для каждого отдельного соударения. При $k = 1$ кинетическая энергия тел полностью сохраняется, происходит абсолютно упругий удар; при $k = 0$ происходит обмен импульсом между телами согласно закону абсолютно неупругого соударения; при $0 < k < 1$ происходит неупругий удар с частичной потерей кинетической энергии.

В работе [4] данный метод был применен для решения задачи о полете двух одинаковых тел, изначально расположенных друг за другом вдоль направления движения. В этом случае между телами происходят периодические соударения, однако конфигурация должна сохраняться в силу симметрии. Тем не менее было выявлено, что данная конфигурация является неустойчивой и постепенное накопление возмущений приводит к проскальзыванию тел относительно друг друга и их дальнейшему разлету в поперечном направлении. Целью представленной работы является исследование эффекта коллимации в случае, когда тела имеют отличающиеся размеры и плотности. В частности, нашей задачей было проследить, каким образом осуществляется переход от режима разлета тел в поперечном направлении к постепенному отставанию малого тела от лидирующего с образованием «иглы» осколков.

Рассматривалась плоская задача о полете двух тел разных размеров, изначально расположенных друг за другом с небольшим смещением позади расположенного тела от линии направления движения (для имитации начального возмущения системы). Параметры лидирующего тела задавались постоянными — бралось железное цилиндрическое тело кругового сечения с радиусом $R = 0,027$ м, размеры и плотность второго тела варьировались. Расчеты осуществлялись для полета в атмосфере со скоростью 2 км/с на высоте 10 км над поверхностью Земли. Выявлено, что существует три режима полета тел. Разлет тел в поперечном направлении в случае, когда тела имеют близкие параметры, либо меньшее тело является значительно более плотным. Отставание малого тела при меньших размерах и/или малой плотности. Данные результаты согласуются с предположением [2]. Однако существует промежуточный режим, когда малое более плотное тело удерживается в следе лидирующего тела. Данный режим приводит к периодическим колебаниям малого тела в непосредственной близости к лидирующему телу. Устойчивость подобных колебаний зависит от режима течения.

Литература

- [1] Borovichka J., Toth J, Igaz A., Spurny P., Kalenda P., Haloda J., Svoren J., Kornos L., Silber E., Brown P., Husarik M. The Kosice meteorite fall: Atmospheric trajectory, fragmentation, and orbit // Meteoritics & Planetary Science. 2013. Vol. 48, no 10. P.1757–1779. URL: <http://dx.doi.org/10.1111/maps.12078>
- [2] Барри Н.Г. Аэродинамика фрагментов метеорного тела. Эффект коллимации // Астрономический вестник. 2010. Т. 44, № 1. С. 59–64.
- [3] Лукашенко В. Т., Максимов Ф. А. Математическая модель разлета осколков метеорного тела после разрушения // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. Вып. 9. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-9-1669>
- [4] Лукашенко В.Т., Максимов Ф.А. Моделирование соударений двух одинаковых осколков метеорного тела, расположенных друг за другом // Инженерный журнал: наука и инновации. 2019. Вып. 6. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-6-1884>

STUDY OF THE COLLECTIVE FLIGHT OF TWO METEOROID FRAGMENTS

V.T. Lukashenko

lukashenko-vt@yandex.ru

ICAD RAS

A numerical study was carried out for the collective flight of two bodies of different sizes. The parameters of one body were fixed, while the size and density of the second body were varied. Three flight modes are distinguished: the separation of the bodies in the transverse direction, the combined flight of the bodies with smaller body being held in the trace of the leading body, the gradual lag of the small body from the leading body.

МОДЕЛИРОВАНИЕ РАЗГОНА КОМПАКТНЫХ ТЕЛ В БАЛЛИСТИЧЕСКИХ УСТАНОВКАХ НА ХИМИЧЕСКИ РЕАГИРУЮЩИХ ГАЗАХ

Н.В. Быков

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Исследован процесс разгона компактного тела в баллистических установках на химически реагирующих газах, которые предназначены для наземной экспериментальной отработки экранов защитных конструкций. Моделирование проведено в рамках термодинамической, одномерной газодинамической и двумерной осесимметричной постановок, последний способ был реализован в ANSYS FLUENT. Модели валидированы на экспериментальных результатах.

SIMULATION OF ACCELERATION OF COMPACT BODIES IN BALLISTIC UNITS ON CHEMICALLY REACTIVE GASES

N.V. Bykov

BMSTU

The process of acceleration of a compact body in ballistic installations using chemically reacting gases, which are intended for ground experimental testing of screens of protective structures, is investigated. The simulation was carried out in the framework of thermodynamic, one-dimensional gas-dynamic and two-dimensional axisymmetric formulation, the latter method was implemented in ANSYS FLUENT. Models are validated on experimental results.

ОСОБЕННОСТИ ГОРЕНИЯ ВОДОРОДА И МЕТАНА В КИСЛОРОДЕ И ВОЗДУХЕ В ПРИСУТСТВИИ ДОБАВОК ДИФТОРДИХЛОРМЕТАНА

Н.М. Рубцов¹

nmrubtss@mail.ru

А.Н. Виноградов²

А.П. Калинин³

А.И. Родионов⁴

К.Я. Трошин⁴

Г.И. Цветков¹

Б.С. Сеплярский¹

В.И. Черныш¹

¹ Институт структурной макрокинетики и проблем материаловедения имени А.Г. Мержанова

² ЗАО «Научно-технический центр «Реагент»

³ Институт проблем механики имени А.Ю. Ишлинского РАН

⁴ ФИЦ химической физики им. Н.Н. Семенова

Установлено, что предел воспламенения предварительно перемешанной метан-воздушной смеси составляет 1% дифтордихлорметана CH_2Cl_2 при 1 атм. Предел воспламенения определяется как порядком напуска компонентов, так и геометрией установки, что непосредственно указывает на влияние газодинамических факторов на эффективность ингибирования.

Ингибирование горючих газовых смесей широко используется на практике для обеспечения пожаровзрывобезопасности [1]. Выбор ингибиторов осложнен Монреальским протоколом об ограничении использования эффективных ингибиторов горения — фторхлоруглеродов (хладонов). Однако, несмотря на эти ограничения, озоноразрушающие вещества над Антарктидой, обнаруженные в 1985 г., сейчас остаются почти такими же большими, как и при подписании Монреальского протокола в 1987 г. Излишне констатировать, что в Антарктике отсутствуют крупные промышленные предприятия, в частности, холодильные установки. Тем не менее производство хлорзамещенных галонов, таких как перспективный ингибитор горения и хладагент CF_2Cl_2 , было прекращено.

Работа направлена на установление эффективности ингибирования реакций горения водорода и метана в воздухе и кислороде добавками CF_2Cl_2 , а также на выявление влияния газодинамических факторов на эффективность ингибирования. Это важно в

практических применениях, например: в шахтах смесь CH_4 -ингибитора не может быть предварительно создана в любом случае, потому что метан может натекать из места, не известного заранее. Установлена также природа ряда излучающих частиц с использованием гиперспектрометров видимого и ближнего инфракрасного диапазонов.

В экспериментах для регистрации излучения использовали как гиперспектрометры, так и скоростную цветную цифровую камеру. Оптические и NIR спектры горения H_2 и CH_4 в кислороде и воздухе получали при атмосферном и пониженном давлении при начальной комнатной температуре. Гиперспектрометры позволяют осуществлять 4D-измерения (1-е измерение — время; 2-е — длина волны; 3-е — спектральная интенсивность на этой длине волны; 4-е — координата фрагмента излучающего источника). Реактор из нержавеющей стали длиной 25 см и диаметром 12 см был снабжен тангенциальным газовым вводом, съёмными крышками и оптическим кварцевым окном. Откачанный реактор заполняли газовой смесью из буферного объема до нужного давления. Иницирование пламени осуществляли искровым разрядом (3 Дж). Давление в процессе регистрировали тензорезистивным датчиком. Сигнал передавался в компьютер через АЦП. Перед опытами реактор откачивали до 0,1 Торр. Давление контролировали стандартными вакуумметром и манометром. Использовали гиперспектрометры в видимом 400–970 нм и в ближнем инфракрасном диапазонах 970–1700 нм [2]. Эксперименты были выполнены со смесями $(\text{H}_2 + \text{воздух})_{\text{стехиом}} + 10\% \text{CF}_2\text{Cl}_2$, $(\text{CH}_4 + \text{воздух})_{\text{стехиом}} + 0...10\% \text{CF}_2\text{Cl}_2$, $2\text{H}_2 + \text{O}_2 + 10...15\% \text{CF}_2\text{Cl}_2$, $(\text{CH}_4 + \text{O}_2)_{\text{стехиом}} + 10...15\% \text{CF}_2\text{Cl}_2$, $7\% \text{CH}_4 + \text{воздух} + 0...1\% \text{CF}_2\text{Cl}_2$, $11\% \text{CH}_4 + \text{воздух} + 0...1\% \text{CF}_2\text{Cl}_2$.

Было установлено, что 10%-ная добавка CF_2Cl_2 не оказывает заметного ингибирующего эффекта на горение предварительно приготовленной стехиометрической смеси $\text{H}_2 + \text{воздух}$. Это означает, что молекулы CF_2Cl_2 участвуют также в некоторых конкурирующих реакциях развития реакционных цепей. При этом добавки 2 % CF_2Cl_2 уже достаточно для полного ингибирования воспламенения искрой заранее приготовленной стехиометрической смеси $\text{CH}_4 + \text{воздух}$. В опытах по приготовлению газовой смеси непосредственно в реакторе было показано, что смесь, полученная при напуске сначала 2 % CF_2Cl_2 , а затем смеси $\text{CH}_4 + \text{воздух}$ до 1 атм, не может быть инициирована искрой. Однако если смесь готовить в обратном порядке (сначала напускают смесь $\text{CH}_4 + \text{воздух}$, а затем CF_2Cl_2 до 1 атм), то воспламенение происходит уже при 4 % CF_2Cl_2 . Таким образом, концентрационные пределы ингибирования, известные из литературы, имеют смысл только для заранее приготовленных смесей. Если же смеси готовят непосредственно перед экспериментом, то наличие или отсутствие воспламенения определяется как порядком напуска компонентов смеси, так и геометрией установки. Поэтому ингибирование холодами не может быть использовано безопасности в шахтах: там смесь CH_4 и ингибитор не может быть предварительно создана, потому что CH_4 может натекать из места, не известного заранее. Было показано, что в реакторе, не обработанном воспламенениями, можно инициировать горение предварительно приготовленной смеси $(\text{CH}_4 + \text{воздух})_{\text{стехиом}} + 1\% \text{CF}_2\text{Cl}_2$. Воспламенение этой смеси возможно при 1,5 атм только после 30 мин откачки, т. е. небольшие количества продуктов горения влияют на предел ингибированного воспламенения. Для нестехиометрических смесей показано, что предельные значения составляют 0,5 % для смеси 7 % $\text{CH}_4 + \text{воздух}$ и 0,5 % для 11 % $\text{CH}_4 + \text{воздух}$, что указывает на высокую эффективность добавок CF_2Cl_2 . Таким образом, на одной и той же установке предел по ингибитору CF_2Cl_2 смеси $(\text{H}_2 + \text{воздух})_{\text{стехиом}}$ превышает 10 %; при этом предел по CF_2Cl_2 смеси $(\text{CH}_4 + \text{воздух})_{\text{стехиом}}$ составляет 1 %. Это означает, что активные центры горения CH_4 и H_2 имеют различную химическую природу.

В смесях H_2 и CH_4 с воздухом и кислородом наиболее интенсивные полосы видимого излучения, кроме Na и K, наблюдаются в диапазоне 850–1000 нм; они отнесены к молекулам HF ($n = 3$). В NIR-спектре излучения интенсивные полосы 1,25 мкм и 1,32 мкм отнесены к HF ($n = 2$). Мы ранее обнаружили излучение HF ($n = 3$) при ингибировании

горения природного газа $C_{10}F_{18}$ («искусственная кровь»). Процессом, в котором выделяется достаточно энергии ($11100 \text{ см}^{-1} = 1,38 \text{ эВ} = 37 \text{ ккал/моль}$), чтобы обеспечить колебательное возбуждение молекул HF ($n = 3$), является почти термонеutralная реакция: $H + CF_2Cl_2 \rightarrow HF + CFCl_2$.

Зависимость интенсивности сигнала HF ($n = 2$) и ($n = 3$) от концентрации CF_2Cl_2 была исследована для смесей $2H_2 + O_2 + 10\%$ и 15% CF_2Cl_2 и $(CH_4 + O_2)_{2/\text{стехиом}} + 10\%$ и 15% CF_2Cl_2 . Было установлено, что максимальная интенсивность полос HF ($n = 2, 3$) при горении CH_4 выше, чем при горении $2H_2 + O_2$ в присутствии того же количества хладона. При этом маловероятно, что максимальная концентрация атомов H при горении CH_4 больше, чем при горении H_2 . Кроме того, активные центры горения H_2 и CH_4 , определяющие развитие процесса горения, различны. Это означает, что реакция с CF_2Cl_2 , приводящая к образованию HF ($n = 2, 3$) при горении CH_4 , включает активный центр горения метана, а не водорода (атом H). Поскольку CF_2Cl_2 является ингибитором горения CH_4 , этот активный центр должен участвовать в элементарной реакции развития реакционной цепи, а также содержать атом H , чтобы образовалась молекула HF . Таким образом, ингибирование горения CH_4 хладоном вызвано некоторым циклом реакций, природа которых требует существенного уточнения.

Литература

- [1] Hastie J.W. Molecular Basis of Flame Inhibition. // Journal of research of the National Bureau of Standards // A. Physics and Chemistry. 1973. Vol. 77. P. 735764.
- [2] Rubtsov N.M., Vinogradov A.N., Kalinin A.P., Chernysh V.I. et al. Cellular combustion and delay periods of ignition of a nearly stoichiometric H_2 -air mixture over a platinum surface // Mendelevov Communications. 2016. Vol. 26. P. 160162.
- [3] Rubtsov N.M. The Modes of Gaseous Combustion // Springer International Publishing. Switzerland, 294 p.

THE FEATURES OF COMBUSTION OF HYDROGEN AND METHANE IN OXYGEN AND AIR IN THE PRESENCE OF DIFLUORODICHLOROMETHANE ADDITIVES

N.M. Rubtsov¹ nmrubtss@mail.ru

A.N. Vinogradov²

A.P. Kalinin³

A.I. Rodionov⁴

K.Ya. Troshin⁴

G.I. Tsvetkov¹

B.S. Septyarskii¹

V.I. Chernysh¹

¹ Merzhanov Institute of Structural Macrokinetics and Material Science

² Joint Stock Company 'Reagent' Research & Development Center

³ Ishlinsky Institute for Problems in Mechanics

⁴ Semenov Institute of Chemical Physics

The inhibitor limit of ignition of the premixed methane-air mix makes 1% difluorodichloromethane CH_2Cl_2 at 1 atm. The limit of ignition is determined by both an order of injection of components, and the geometry of an installation, thus influence of gasdynamic factors on the efficiency of inhibition is revealed.

УПРАВЛЕНИЕ ГОРЕНИЕМ ЭТИЛЕНА В СВЕРХЗВУКОВОМ ПОТОКЕ ПОСРЕДСТВОМ ГАЗОДИНАМИЧЕСКИХ ИМПУЛЬСОВ

В.П. Замураев^{1,2}

zamuraev@itam.nsc.ru

А.П. Калинина^{1,2,3}

kalinina@itam.nsc.ru, kalikina@yandex.ru

О.Н. Иванова^{3,4}

¹ ИТПМ им. С.А. Христиановича СО РАН

² НГУ

³ СибГУВТ

⁴ СибУПК

В работе выполнено численное моделирование эксперимента по инициированию и интенсификации процесса горения в сверхзвуковом потоке в модельной камере сгорания ПВРД. Численно получены эффекты, совпадающие с наблюдаемыми в эксперименте.

Вопросам, связанным с инициированием запуска и работы ПВРД при высоких полетных числах Маха, посвящено значительное число публикаций. В данной работе выполнено численное моделирование эксперимента [1] по инициированию и интенсификации процесса горения в сверхзвуковом потоке в модельной камере сгорания ПВРД. Предлагаемый в [1] механизм запуска двухстадийный. На первой стадии в секции постоянного сечения осуществляется предварительное торможение потока до околосвуковых скоростей. Результат достигается с помощью цуга газодинамических импульсов, подаваемых с боковой стенки канала. Благодаря взаимодействию ударной волны, создаваемой газодинамическим импульсом, представляющим собой дросселирующую струю, с предварительно не перемешанной топливно-воздушной смесью, происходит ее воспламенение и горение. Поскольку топлива подается сравнительно мало, поток тормозится только до околосвуковых скоростей. В отличие от численного исследования [2], в [1] подача топлива в секцию постоянного сечения осевая. Предлагаемое численное исследование выполняется также при осевой подаче топлива для двух последовательных импульсов в рамках двумерной нестационарной постановки на основе осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса и k - ε -модели турбулентности. Для моделирования горения используется упрощенная химическая кинетика со значениями химических параметров из базы данных ANSYS Fluent. С одной стороны, численное исследование, аналогичное экспериментальным исследованиям, подтвердило ряд общих особенностей для случаев с пристеночной и осевой подачей топлива, с другой стороны — выявило особенности, свойственные только осевой подаче топлива.

Рассмотрим основные результаты экспериментальной работы [1], за исключением выводов, справедливых также для пристеночной подачи. В этой работе результатам измерений сопоставлено время. Давление в газогенераторе дросселирующей струи не оставалось постоянным: оно монотонно убывало. Другой особенностью оказалось влияние сравнительно большого расстояния от положения инжектора этилена до начала расширяющейся секции. Это привело к тому, что этилен загорелся сам по себе через 8 с без воздействия дросселирующей струи. Воздействие газодинамическими импульсами начиналось уже после этого временного интервала. Однако до воздействия дросселирующей струи область воспламенения была локализована далеко от положения инжектора этилена. С каждым импульсом область горения смещалась вверх по потоку. В какой-то момент возникала яркая вспышка рядом с инжектором этилена. В конечном итоге область высокого давления заняла всю секцию постоянного сечения. Диапазон времени в эксперименте составлял более 20 с. Прямое чис-

ленное моделирование этого процесса в пределах данного временного промежутка практически невозможно. Однако высокие скорости преддетонационного режима горения по сравнению со скоростью распространения возмущений вверх по потоку означают, что результирующая ударно-волновая структура определяется суммарным энергетическим вкладом. Это делает возможным провести анализ процесса на более коротких временах при более интенсивном энергетическом воздействии, что и выполнено в данном численном исследовании.

В данной работе рассмотрен инжектор этилена для осевой подачи с внутренним диаметром 1,6 мм и внешним 10 мм. Истечение этилена из широкого инжектора исследовано в [3] и обнаружены те же особенности формирования околосвукового режима, что и результаты, описанные в [2].

Наиболее сложным для численного исследования из-за длительности процесса является медленное воспламенение этилена в течение 8 с. Здесь нет внешнего высокоэнергетического воздействия. В процессе диффузионного горения этилена происходит нарастание интенсивности турбулентности в потоке. Численное моделирование для входной интенсивности турбулентности 0,1–5 % показало, что в секции постоянного сечения воспламенения этилена за время примерно несколько миллисекунд не происходит. Затем на входе в расширяющуюся секцию возникает очаг воспламенения этилена, который начинает двигаться вверх по потоку. Однако горение в основном локализовано в расширяющейся части канала. Для интенсивности турбулентности 5 % количество образовавшегося CO_2 в 1,5 раза больше, чем для случая с 0,1 %. Значения давления и температуры в форкамере приблизительно соответствуют условиям эксперимента [1].

При условии соответствия суммарного энергетического воздействия на поток в эксперименте и расчете численно исследована эволюция ударно-волновой структуры потока в течение двух газодинамических импульсов. В начале первого газодинамического импульса формируется фронт горения, который начинает двигаться вверх по потоку. В области течения, как и в случае пристеночной подачи, можно выделить три подобласти: пограничный слой, высокотемпературную область с дозвуковыми скоростями вблизи оси и кольцевую область сверхзвукового потока с числами Маха, близкими к единице. В канале развивается волновая структура, похожая на псевдоскачок. Движение области горения вверх по потоку продолжается и после прекращения воздействия дросселирующей струи, затем она останавливается, а интенсивность горения в ней постепенно ослабевает. При воздействии следующего газодинамического импульса снова происходит интенсификация горения. В некоторый момент времени вблизи инжектора происходит яркая вспышка. Среднее число Маха в потоке приблизительно равно единице. Уровень давления в потоке хорошо согласуется с экспериментальными результатами [1].

Таким образом, численно получены эффекты, совпадающие с наблюдаемыми в эксперименте [1]. Получено количественное совпадение с экспериментальными данными.

Работа выполнена в рамках Программы фундаментальных научных исследований государственных академий наук на 2013 – 2020 гг. (проект АААА-А17-117030610135-6) и при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект 17-08-00183).

Литература

- [1] Tretyakov P.K., Krainev V.L., Lazarev A.M., Postnov A.V. Peculiarities of Organization of Effective Hydrocarbon Fuel Combustion in Supersonic Flow // AIP Conference Proceedings. 2018. Vol. 2027. Pp. 030029.
- [2] Zamuraev V.P., Kalinina A.P. Control of the Formation of a Transonic Region in a Supersonic Flow by Using a Throttling Jet and Near-Wall Heat Release // J. Appl. Mech. Techn. Phys. 2019. Vol. 60, No. 4. Pp. 631–638.

- [3] Zamuraev V.P., Kalinina A.P., Popova D.S., Fedorova D.V., Ivanova O.N. Choice of boundary conditions at the unsteady modeling of jets flowing into the supersonic flow // J. of Physics: Conf. Series 1268. 2019. 012024.

CONTROLLING ETHYLENE BURNING IN SUPERSONIC FLOW BY GAS-DYNAMIC IMPULSES

V.P. Zamuraev^{1,2}

zamuraev@itam.nsc.ru

A.P. Kalinina^{1,2,3}

kalinina@itam.nsc.ru, kalikina@yandex.ru

O.N. Ivanova^{3,4}

¹ Khristianovich Institute of Theoretical and Applied Mechanics,
Siberian Division, Russian Academy of Science

² Novosibirsk State University

³ Siberian University of Consumer Cooperation

⁴ Siberian State University of Water Transport

A numerical simulation of the experiment concerning initiation and intensification of the combustion process in a supersonic flow in a model ramjet combustion chamber was performed. Numerically obtained effects coinciding with those observed in the experiment.

ГИСТЕРЕЗИС ТРАНСЗВУКОВОГО ТЕЧЕНИЯ В МОДЕЛИ ВОЗДУХОЗАБОРНИКА

А.Г. Кузьмин

a.kuzmin@spbu.ru

Санкт-Петербургский государственный университет

Представлено исследование трансзвукового турбулентного течения воздуха в изогнутом канале. Численные решения уравнений Навье – Стокса, осредненных по Рейнольдсу, показывают наличие гистерезиса течения по числу Маха набегающего потока и давлению на выходе. Это означает возможность разных потерь полного давления в канале и разной тяги воздушно-реактивного двигателя в одних и тех же условиях полета.

Проектирование каналов воздухозаборников имеет принципиальное значение для обеспечения эффективной работы воздушно-реактивного двигателя. В расчетных условиях в сужающемся-расширяющемся канале сверхзвукового воздухозаборника формируется система наклонных ударных волн. Такая ударно-волновая система является чувствительной к малым возмущениям, так что уменьшение скорости набегающего потока может приводить к выбиванию ударных волн из канала и формированию перед ним прямого скачка, существенно снижающего полное давление потока и эффективность двигателя. Численные и экспериментальные исследования течений воздуха в сужающихся-расширяющихся каналах выявили наличие значительного гистерезиса при плавных изменениях числа Маха набегающего потока M_∞ .

Трансзвуковые течения в изогнутых каналах постоянного или слабоизменяющегося поперечного сечения также являются чувствительными к малым возмущениям. В этом случае причиной неустойчивости скачка уплотнения в канале перед вогнутой стенкой является его взаимодействие с течением расширения, формиру-

ющемся у противоположной (выпуклой) стенки. Численные исследования течений в изогнутых каналах с короткой обечайкой продемонстрировали существование значительного гистерезиса при изменениях M_∞ , угла атаки или давления на выходе из канала [1–3].

В работе [3] рассмотрена модель воздухозаборника с короткой обечайкой и параллельными внутренними поверхностями стенок до и после резкого изгиба. Исследована зависимость положения 2D- и 3D-ударных волн от M_∞ при нулевом и отрицательных углах атаки. Особое внимание уделено режимам с дозвуковой скоростью на выходе из канала в отличие от предыдущих работ, в которых рассматривалось условие сверхзвукового потока на выходе.

В данной работе исследован канал с плавным изгибом на 9° нижней стенки и резким изгибом верхней стенки. Численные решения нестационарных уравнений Навье–Стокса, осредненных по Рейнольдсу, получены с помощью вычислительной программы второго порядка точности ANSYS-18.2 CFX, основанной на методе конечных элементов. Используются модели турбулентности Shear Stress Transport $k-\omega$ и Spalart–Allmaras.

При угле атаки -5° , давлении в набегающем потоке $p_\infty = 2,4 \cdot 10^5$ Н/м² и нескольких значениях давления на выходе p_{exit} получен гистерезис положения ударной волны как функции числа Маха M_∞ . На концах гистерезисного интервала наблюдаются резкие изменения структуры поля течения. Существование гистерезиса означает возможность разного распределения полного давления в канале при одних и тех же параметрах набегающего потока.

Изучена также зависимость положения ударных волн от давления p_{exit} на выходе из канала при фиксированных числах Маха набегающего потока. Полученные результаты показывают, что ширина гистерезиса несколько увеличивается с уменьшением M_∞ . Рассматривается меньшая площадь выходного сечения канала по сравнению с [3], поэтому гистерезис оказывается смещенным в сторону больших чисел Маха набегающего потока. Это увеличивает отрыв пограничного слоя от нижней стенки и приводит к возникновению двойного гистерезиса. Причины возникновения второй ветви гистерезиса аналогичны тем, которые установлены при сверхзвуковом течении в прямых каналах. Отмечено, что двойной гистерезис отсутствует в канале с резким изгибом как верхней, так и нижней стенок канала.

Изучено также влияние числа Рейнольдса на гистерезис и показано, что при меньших числах Рейнольдса ширина гистерезиса сужается.

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект 19-01-00242).

Литература

- [1] Kuzmin A. Shock wave bifurcation in convergent–divergent channels of rectangular cross section // Shock Waves. 2016. Vol. 26. Pp. 741–747.
- [2] Kuzmin A. Transonic flow instability in the entrance region of a channel with breaks of walls // Archive of Applied Mechanics. 2017. Vol. 87. Pp. 1269–1279.
- [3] Kuzmin A. Shock wave instability in a bent channel with subsonic/ supersonic exit // 2019 Advances in Aircraft and Spacecraft Science. Vol. 6, No. 1. Pp. 19–30.

TRANSONIC FLOW HYSTERESIS IN AN INTAKE-TYPE CHANNEL

A.G. Kuzmin

a.kuzmin@spbu.ru

St. Petersburg State University

The turbulent transonic airflow in a bent channel is studied numerically. Solutions of the Reynolds-averaged Navier–Stokes equations reveal a flow hysteresis in significant bands of the free-stream Mach number and exit pressure. The hysteresis implies different losses of the total pressure and different thrusts of an air-breathing engine.

УПРАВЛЕНИЕ ПОГРАНИЧНЫМ СЛОЕМ В ПРЯМОУГОЛЬНЫХ КАНАЛАХ

А.М. Терешин

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского

Рассматривается течение в плоских каналах сверхзвукового потока воздуха с его торможением до дозвуковых скоростей. Для устранения негативного явления передачи противодавления вверх по потоку в местах концентрации пограничного слоя, углах канала, предлагается их (углы) скруглить и тем самым снизить концентрацию в них пограничного слоя. Экспериментальные исследования модельного предкамерного диффузора показали, что скругление углов канала позволяет существенно улучшить характеристики торможения потока как по размерам области торможения, так и по уровню повышения давления.

Как известно, величина градиента нарастания статического давления в канале при торможении в нем сверхзвукового потока воздуха до дозвуковых скоростей стоит в прямой зависимости от способности пограничного слоя на стенках противостоять положительному изменению давления. Эта способность обуславливается толщиной пограничного слоя и его наполненностью. Например, при отсутствии пограничного слоя переход от сверхзвукового течения в дозвуковое происходит в прямом скачке со скачкообразным повышением статического давления. Отсюда вполне очевидно, что обеспечив в канале течение с пограничными слоями минимально возможной толщины, можно тем самым обеспечить условия для реализации торможения с повышенным градиентом нарастания статического давления, а это, в свою очередь, позволит реализовать торможение потока на меньшей длине и уменьшить длину канала.

В прямоугольных каналах местом концентрации пограничного слоя являются их углы. Так, например, в работе [1] показано, что отношение расстояния d_s от внешней границы турбулентного пограничного слоя в плоскости симметрии угла до его вершины к толщине пограничного слоя d рядом на стенке составляет $\delta_s/d \approx 3$, а в работе [2] приведены результаты, показывающие наличие в углах обширных областей с существованием парных вихрей. Именно по этим причинам течение в углах наиболее подвержено воздействию продольных возмущений и в них пограничный слой наименее устойчив к передаче противодавления вверх по потоку.

Чтобы избежать или уменьшить это отрицательное явление, вынуждающее использовать на практике каналы с увеличенными продольными размерами, автором было предложено скруглять углы в каналах и тем самым уменьшить концентрацию в них пограничного слоя. Это же относится и к местам сопряжения продольных перегородок со стенками канала, если таковые имеются в конструкции.

Вполне очевидно, что с увеличением радиуса скругления эффект «размазывания» пограничного слоя по периметру канала будет возрастать и в предельном случае при достижении равенства радиуса скругления полувысоте канала произойдет вырождение областей с концентрацией пограничного слоя. Конечно, это справедливо для прямоугольных каналов с умеренными значениями относительной ширины b/h ; в случае $b/h \gg 1$ возникают другие области пониженных скоростей, связанные с концевыми эффектами щелевых течений [3].

Экспериментальные исследования модельного предкамерного диффузора показали, что скругление углов канала позволяет существенно улучшить характеристики торможения потока как по размерам области торможения, так и по уровню повышения давления.

Литература

- [1] Zamin M., Young A.D. Experimental investigation of the boundary layer in a stream wise corner // Aeron. Quart. XI, 1970.
- [2] Шабак И.М., Брэдшоу П. Измерение характеристик турбулентного течения около идеализированного сочленения крыла с фюзеляжем // Ракетная техника и космонавтика. 1981. Т. 19, № 3.
- [3] Абрамович Г.Н. Теория турбулентных струй. М.: Физматгиз, 1960.

BOUNDARY LAYER CONTROL IN RECTANGULAR DUCTS

A.M. Tereshin

Central Aerohydrodynamic Institute

Supersonic flow in rectangular ducts and its deceleration to subsonic speeds is considered. In order to eliminate negative effect of back pressure transition upstream in boundary layer concentration area (duct corners) it is supposed to round them (corners), thus reducing concentration of boundary layer. Experimental studies of the isolator model have shown that the rounding of the duct corners allows to improve the flow deceleration characteristics significantly both in terms of the size of the deceleration area and the level of pressure increase.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ТЕЧЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА В ТРУБАХ С ПОВЕРХНОСТНЫМИ ТУРБУЛИЗАТОРАМИ ПРИ ПОПЕРЕЧНЫХ СЕЧЕНИЯХ В ФОРМЕ КВАДРАТА ($S/H = 1$) И РЕБРА ($S/H \ll 1$) НА ОСНОВЕ НИЗКОРЕЙНОЛЬДСОВОЙ ТЕОРИИ МЕНТЕРА

И.Е. Лобанов

lloobbaannooff@live.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Осуществлено математическое моделирование теплообмена и гидравлического сопротивления в трубах с турбулизаторами на основе апробированной модели. Рассчитывались параметры течения и теплообмена на основе многоблочных вычислительных технологий, основанных на решении факторизованным конечно-объемным методом уравнений Рейнольдса (замыкаемых с помощью модели переноса сдвиговых напряжений Ментера) и уравнения энергии (на разномасштабных пересекающихся структуриро-

ванных сетках) для турбулизаторов с поперечным сечением в виде квадрата ($s/h = 1$) и в виде ребра ($s/h < 1$). Результаты расчетов показали преимущества и недостатки турбулизаторов с поперечным сечением в виде квадрата и в виде ребра по отношению друг к другу для различных геометрических и режимных факторов: как правило, переход на узкие турбулизаторы в виде ребра увеличивает гидравлическое сопротивление в несколько раз больше, чем теплообмен, по сравнению с квадратными турбулизаторами.

Исследование структур турбулизированного течения в основном проводились экспериментальными методами [1], в то время как текущие расчетные исследования по данной теме довольно немногочисленны и лишь частично посвящены конкретно структуре интенсифицированных течений; в части методик (например, [2]) используется преимущественно интегральный подход к рассматриваемой задаче.

Данный доклад непосредственным образом посвящен изучению структур потоков в трубах, интенсифицированных поверхностными периодическим образом установленными выступами с поперечным сечением в виде ребра при сравнительном анализе с турбулизаторами квадратного поперечного сечения.

Основная цель — теоретически исследовать образующиеся вихревые зоны для трубы с выступами квадратного и реброподобного поперечных сечений с помощью факторизированных конечно-объемных методов (ФКОМ), которые были успешным образом апробированы при расчетах сходных течений в [2], где в основном рассматривались расчеты параметров осредненного интенсифицированных течений и теплообмена.

Расчет линий тока для труб с поперечными кольцевыми турбулизаторами с поперечным сечением в виде ребра ($s/h < 1$, где s — ширина турбулизатора, h — высота турбулизатора) для рассматриваемого диапазона определяющих параметров ($Re = 10^4 \dots 10^5$; $Pr = 0,72 \dots 10$; $d/D = 0,95 \dots 0,90$; $t/D = 0,25 \dots 1,00$) основывается на том, что ранее в результате проведенных, например в [2], численных расчетов были получены локальные и интегральные характеристики течения и теплообмена в прямых круглых трубах с полукруглыми и квадратными турбулизаторами с приведением соответствующих линий тока.

Были построены характерные расчетные линии тока для труб с поверхностными турбулизаторами с поперечными сечениями в виде квадрата ($s/h = 1$) и в виде ребра ($s/h = 0,15$) для вышеуказанных условий течения.

Полученные в рамках данного исследования по низкорейнольдсовой модели расчетные данные по теплообмену и гидросопротивлению для условий $Re = 10^4$; $Pr = 0,72$; $d/D = 0,98 \dots 0,90$; $t/D = 0,25$ для турбулизаторов в виде квадрата и ребра с $s/h = 0,15$ показали, что при переходе от квадрата к ребру имеет место увеличение как гидравлического сопротивления, так и теплообмена: $\xi_p/\xi_n = 101,5\%$; $Nu_p/Nu_n = 100,75\%$ для низких турбулизаторов и $\xi_p/\xi_n = 138,5\%$; $Nu_p/Nu_n = 105,5\%$ для высоких турбулизаторов (ξ_p/ξ_n , Nu_p/Nu_n (ξ — коэффициент гидравлического сопротивления; Nu — число Нуссельта; индексы: «П» — прямоугольник, «Р» — ребро)).

Для более высоких чисел Рейнольдса при прочих равных условиях ($Re = 10^5$; $Pr = 0,72$; $d/D = 0,98 \dots 0,90$; $t/D = 0,25$) соответствующие данные будут следующие: $\xi_p/\xi_n = 109,0\%$; $Nu_p/Nu_n = 104,3\%$ для низких турбулизаторов и $\xi_p/\xi_n = 155,2\%$; $Nu_p/Nu_n = 107,9\%$ для высоких турбулизаторов.

Аналогичные данные больших чисел Прандтля $Pr = 10$ при прочих равных условиях, анализ которых позволяет прийти к следующим выводам: снижение значений Nu_p/Nu_n при увеличении числа Прандтля с 0,72 до 10 для относительно невысоких турбулизаторов составляют порядка 1 %; для относительно средних ($d/D = 0,95 \dots 0,93$) — порядка 2 %; для относительно высоких — порядка 6 %.

В заключение хотелось бы добавить, что получены локальные и осредненные параметры течения и теплообмена в трубах с поверхностными турбулизаторами потока

с поперечным сечением в виде ребра ($s/h = 0,15$) для широкого диапазона определяющих параметров ($Re = 10^4 \dots 10^5$; $Pr = 0,72 \dots 10$; $d/D = 0,98 \dots 0,90$; $t/D = 0,251,00$); для сравнения были рассчитаны аналогичные параметры для турбулизаторов квадратного поперечного сечения ($s/h = 1$).

В практическом отношении метод позволяет улучшить массогабаритные, мощностные, гидравлические, температурные и т. п. показатели теплообменных аппаратов и теплообменных устройств современного авиационного и ракетно-космического производства.

Литература

- [1] Калинин Э.К., Дрейцер Г.А., Копп И.З. и др. Эффективные поверхности теплообмена. М.: Энергоатомиздат, 1998. 408 с.
- [2] Лобанов И.Е., Парамонов Н.В. Математическое моделирование интенсифицированного теплообмена при течении в каналах на основе сложных моделей турбулентного пограничного слоя. М.: Изд-во МАИ, 2011. 160 с.

MATHEMATICAL LOW REYNOLDS MODELING OF HEAT EXCHANGE AT TURBULENT FLOW IN FLAT CHANNELS WITH SYMMETRIC LOCATED ON BOTH SIDES BY TURBULIZERS

I.E. Lobanov

lloobbaannooff@live.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

In the work, a theoretical mathematical model of calculation for the intensified heat transfer in turbulent flow for a planar channel with symmetrically arranged turbulence on both sides was generated, depending on the geometric parameters of the channel and the flow conditions of the coolant. The results of the calculation of the intensified heat transfer in flat channels with double turbulators, depending on the determining parameters, are very well coordinated with the existing experimental material and have an undeniable advantage over the latter, since the assumptions made in their derivation cover a much wider range of determining parameters than the limitations, available in experiments.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ХИМИЧЕСКОГО СОСТАВА ПЛАЗМООБРАЗУЮЩИХ ВЕЩЕСТВ НА СПЕКТРАЛЬНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ ПЛАЗМЕННЫХ ТОРОИДАЛЬНЫХ ВИХРЕЙ

Л.Ю. Володин

volodinly@bmstu.ru

А.С. Камруков

К.О. Кобелев

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлены результаты исследования влияния химического состава плазмообразующих веществ на спектрально-энергетические характеристики плазменных тороидальных вихрей, образующихся при импульсной инжекции высокоскоростных потоков плазмы в атмосферный воздух. Плазменные потоки формировались с помощью импульс-

ного электроразрядного генератора на основе локализованного в цилиндрическом канале электровзрыва алюминиевой фольги. Показано, что добавки к основному плазмообразующему веществу — алюминию — ряда соединений щелочных и щелочноземельных элементов могут приводить к существенному повышению интегральной энергии и пиковой мощности излучения плазменно-вихревых образований, а также селективному изменению спектрального состава генерируемого излучения.

При определенных условиях импульсная инжекция плазменных струй в атмосферный воздух приводит к образованию крупномасштабных излучающих вихревых структур, в частности, долгоживущих вихревых плазменных колец, продолжительность жизни которых значительно превышает характерное время энерговклада [1–3].

Плазменно-вихревые образования (ПВО) характеризуются высокой эффективностью преобразования запасенной энергии в излучение, что позволяет рассматривать их как высокоэффективные источники оптического излучения [4]. При использовании металлов в качестве плазмообразующего вещества и привлечении атмосферного воздуха в качестве окислителя протекают интенсифицированные экзотермические реакции с образованием высокотемпературных окислов. Их газодинамическая локализация в вихревой структуре обеспечивает высокую спектральную яркость ПВО.

Особый интерес представляет исследование возможных способов управления характеристиками ПВО, в частности, способов интенсификации процессов горения, изменения ионизационного состава и спектральных характеристики излучения. Одним из таких способов является использование различных плазмообразующих веществ.

Целью работы являлось исследование влияния дисперсных соединений Na, Cs и Ba, вводимых в плазмогенерирующий канал, на излучательные характеристики формируемых ПВО.

В экспериментах использовался импульсный электроразрядный генератор на основе локализованного в цилиндрическом канале ($\varnothing 10 \times 40$ мм) электровзрыва алюминиевой фольги ($m = 120$ мг), конструктивно аналогичный описанному в [3]. Электрические параметры разряда — запасаемая в емкостном накопителе ($C = 330$ мкФ) энергия — 2500 Дж; полупериод разрядного тока — 50 мкс; амплитудное значение — 60 кА. При электровзрыве фольги в атмосферный воздух инжектируется плазменная струя, при барической релаксации которой формируются ПВО в виде долгоживущего тороидального плазменного вихря (ТПВ).

Соединения щелочных и щелочноземельных элементов вводились в разрядный канал двумя способами — в виде мелкодисперсного порошка и в виде пленки, нанесенной на алюминиевую фольгу. В последнем случае образцы представляли собой просушенные полоски фольги с нанесенной суспензией из вышеуказанных веществ и связующего, в качестве которого использовался фторкаучук СКФ-26.

Для исследования влияния введенных в канал дополнительных химических композиций на электротехнические характеристики разряда генератора производилась регистрация тока в контуре поясом Роговского и напряжения на генераторе с помощью высоковольтного делителя напряжения. Спектрально-энергетические характеристики ТПВ измерялись калиброванными фотоприемниками. Спектральная сила излучения регистрировалась на длинах волн $\lambda = 555 \pm 54$ нм и $\lambda = 1000 \pm 68$ нм. Для измерения полной излученной энергии использовался термоэлектрический приемник излучения Ophir 3A-SH, интегрирующий пришедшую на него лучистую энергию в спектральном диапазоне 190...20 000 нм. Регистрация спектра излучения плазменного потока осуществлялась с помощью спектрометра Solar S100 и производилась в момент времени, соответствующий максимуму мощности излучения. Газодинамические характеристики течения определялись с использованием скоростной цифровой камеры Casio с частотой съемки — 600 кадров/с.

Анализ полученных результатов показал, что химические составы, введенные в канал как в виде порошка, так и в виде пленки, нанесенной на фольгу, не оказывают существенного влияния на электротехнические характеристики разряда. Также показано, что при использованных в экспериментах массах дополнительных плазмообразующих веществ (до 350 мг) не нарушается общая вихревая структура газодинамического течения.

Установлено, что все исследованные вещества, дополнительно введенные в плазменный поток, приводят к повышению пиковой мощности излучения ПВО. Наилучшие показатели обеспечивал нитрат цезия (CsNO_3), введенный в канал виде порошка и повысивший величину интегральной энергии излучения на ~30 % и пиковой мощности на ~60 %.

При этом за счет вклада мощных линий и молекулярных полос селективно изменяется спектральный состав генерируемого вихрем излучения и существенно повышается интенсивность излучения плазменных образований в видимой и ближней ИК областях спектра ($\Delta\lambda = 500\ldots 1000$ нм). Последний эффект обнаружен также с добавками оксида бария и гексаборида бария.

Таким образом, проведенные эксперименты показали, что варьированием химического состава плазмообразующего вещества можно оказывать существенное влияние на характеристики и физические свойства генерируемых плазменных вихревых образований. Это делает актуальными специально ориентированные исследования по разработке новых реакционных смесей и химических композиций, предназначенных для использования в генераторах плазменных потоков различного целевого назначения.

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований (проект № 18-29-21039).

Литература

- [1] Андрианов А.М., Синицын В.И. // ЖТФ. 1977. Т. 47. № 11. С. 2319–2327.
- [2] Юсупалиев У. // Физика плазмы. 2005. Т. 31. № 6. С. 543–559.
- [3] Жарников М.Н., Камруков А.С., Кожевников И.В. и др. // ЖТФ. 2008. Т. 78, № 5. С. 38–46.
- [4] Буланов С.С., Есиев Р.У., Камруков А.С., Козлов Н.П. и др. // ЖТФ. 2010. Т. 80, № 11. С. 87–94.

INVESTIGATION OF THE INFLUENCE OF THE PLASMA-FORMING MATERIAL CHEMICAL COMPOSITION ON SPECTRAL-ENERGY CHARACTERISTICS OF PLASMA TOROIDAL VORTEX

L.Y. Volodin
A.S. Kamrukov
K.O. Kobelev

volodinly@bmstu.ru

BMSTU

The results of the study of the influence of the chemical composition of plasma-forming material on spectral-energy characteristics of plasma toroidal vortices generated by the pulsed injection of high-speed plasma flows into atmospheric air are presented. The plasma flows were formed by use of a pulsed electric-discharge generator based on an electric explosion of aluminum foil localized in a cylindrical channel. It is shown that additives to the main plasma-forming material (aluminum) of a number of compounds of alkaline and alkaline earth elements can lead to a significant increase in the integral energy and peak radiation power of plasma-vortex formations, as well as to a selective change in the spectral composition of the generated radiation.

ОЦЕНКА МИНИМАЛЬНЫХ ТЯГОВЫХ ХАРАКТЕРИСТИК ПРЯМОТОЧНОГО ДВИГАТЕЛЯ, РАБОТАЮЩЕГО ЗА СЧЕТ ПОДВОДА ТЕПЛА К ГАЗУ ЧЕРЕЗ СТЕНКИ

А.А. Николаев, С.А. Зосимов, В.Н. Серманов, А.В. Сысоев

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского

Рассматривается модельный прямоточный воздушно-реактивный двигатель с подводом тепла за счет нагрева газа от внутренних стенок газозводушного тракта. Представлена первичная приближенная оценка характеристик двигателя в зависимости от его относительных геометрических размеров, внешних и внутренних характерных параметров: числа Маха полета M , максимальной температуры стенки T_w , числа Маха на входе в канал с теплоподводом M_ , геометрии газозводушного тракта двигателя и т. п.*

Отличительными особенностями рассмотренной схемы являются потребность в большой площади омываемой поверхности газозводушного канала двигателя и необходимость учета потерь полного давления (импульса газового потока) в канале. Потери на трение и теплопередача оценены с использованием классических взаимосвязанных соотношений.

Оценка представляется полезной для того, чтобы определить области параметров, в которых может быть предпринята попытка поиска возможного технического решения и характерные диапазоны параметров, где такой поиск изначально бесперспективен.

EVALUATION OF THE MINIMUM TRACTION CHARACTERISTICS OF A RAMJET ENGINE OPERATING BY SUPPLYING HEAT TO THE GAS THROUGH THE WALLS

A.A. Nikolaev, S.A. Zosimov, V.N. Sermanov, A.V. Sysoev

Central Aerohydrodynamic Institute

A model ramjet engine with heat supply due to gas heating from the inner walls of the gas-air tract is considered. The primary approximate estimation of engine characteristics depending on its relative geometrical dimensions, external and internal characteristic parameters is presented: Mach number of flight M , maximum wall temperature T_w , Mach number at the entrance to the channel with heat supply M_ , geometry of the gas-air path of the engine, etc.*

УДАРНО-ВОЛНОВОЙ ДВИГАТЕЛЬ ПЕРИОДИЧЕСКОГО СГОРАНИЯ

А.С. Чижиков

chizhikov.as@blmz.ru

Балашихинский литейно-механический завод

Отличительной особенностью двигателя является преобразование энергии сжатого и нагретого газа в механическую работу посредством привода в движение механического зацепления. Принцип работы аналогичен принципу работы гидравлического насоса,

но только колеса не перемещают рабочее тело, а, наоборот, приводятся им в движение. Двигатель может быть использован при проектировании стационарных энергетических установок, летательных аппаратов и транспортных средств различного назначения.

Принципиальная схема двигателя включает компрессор, приводимый одним из двух валов (второй вал служит для снятия полезной работы с двигателя), одноклапанную камеру области повышенного давления, расширяющийся диффузор, рабочие колеса и полезную нагрузку. При выходе сжатого газа из камеры повышенного давления в критическом сечении сопла (сопла Лавала) устанавливается область постоянных параметров, соответствующая звуковому режиму течения с числом Маха 1. В расширяющейся части диффузора течение газа уже будет сверхзвуковым со сложной конфигурацией ударных волн и поверхностями газодинамических разрывов [1]. Горение осуществляется в расширяющейся сверхзвуковой части сопла за стартовой ударной волной посредством формирования локальной области энерговыделения — впрыск топливовоздушной смеси [2], или электрический разряд, или инициирование детонации. Таким образом, вновь формирующаяся ударная волна будет усиливать стартовую. Рабочей поверхностью, на которую будут воздействовать продукты сгорания и импульс давления, являются поверхности колес. Например, в [3] применены зубчатые колеса с эвольвентным зацеплением. Колеса расположены на валах, закрепленных в корпусе, и вращаются, соответственно, в разных направлениях. С вала одного колеса снимается механическая работа для привода компрессора, создающего газовый заряд для цикла двигателя, а с вала другого снимается механическая работа для привода полезной нагрузки. Минуя зацепление, продукты сгорания расширяются, охлаждаются и выбрасываются, проходя глушитель, в окружающее пространство. Одноклапанная камера повышенного давления заполняется следующим газовым зарядом и цикл повторяется. Достоинства модели: 1) простота конструкции; 2) возможность использования компрессора любого типа; 3) высокий КПД по причине сочетания преимуществ режимов горения при постоянном давлении и постоянном объеме. Моделирование работы двигателя выполнено методом конечных элементов.

Литература

- [1] Amann H.O. Experimental study of the starting process in a reflected nozzle. // Phys. Fluids, Suppl. 1. 1969. Vol. 12 (5). Pp. 150.
- [2] Fedorova N.N., Fedorchenko I., Goldfeild M., Valger S.A. Effect of jet injection on flow structure and mixing in channel with sudden expansion // CD-ROM Proceedings of the 6th ECCOMAS 2012, September 10–14, 2012. Vienna, Austria.
- [3] Пак О.В., Чижиков А.С. Детонационный шестеренчатый двигатель. Патент на полезную модель Ru 2019 104 023 U. 2019.

SHOCK WAVE ENGINE PERIODIC COMBUSTION

A.S. Chizhikov

chizhikov.as@blmz.ru

Balashikha casting and mechanical plant

A distinctive feature of the engine is the conversion of the energy of compressed and heated gas into mechanical work by driving a mechanical engagement. The principle of operation is similar to that of a hydraulic pump, but the wheels do not move the working fluid, but on the contrary are driven by it. The engine can be used in the design of stationary power plants, aircraft and vehicles for various purposes.

ОСОБЕННОСТИ ТОРМОЖЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВОГО ПОТОКА В КОРОТКИХ КАНАЛАХ С ИСТОЧНИКОМ ВОЗМУЩЕНИЙ

Н.В. Гурылева, М.А. Иванькин, Д.А. Лапинский, А.М. Терешин

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского

Рассматривается торможение сверхзвукового потока до дозвуковой скорости в коротком канале постоянного сечения. Исследованы способ выравнивания параметров потока в коротком канале с реализующейся в нем головной частью псевдоскачка за счет использования продольной перегородки и влияние возмущений, генерируемых в канале, на характеристики течения торможения. Показано, что наличие газодинамической связи между смежными отсеками приводит к уменьшению неравномерности потока, выравниванию параметров потока в конце канала и уменьшению длины псевдоскачка.

Рассматривается торможение сверхзвукового потока до дозвуковой скорости в коротком канале постоянного сечения. В этом случае наблюдается неравномерное течение с перепадами давления на боковых стенках и в конце канала. Неравномерность течения торможения в конце канала является проблемой для устройств, в которых реализуется только головная часть псевдоскачка, вынуждая увеличивать длину конструкции и разрабатывать методы управления течением торможения, позволяющие уменьшить длину области торможения.

В работе исследованы:

- способ выравнивания параметров потока в коротком канале с реализующейся в нем головной частью псевдоскачка за счет использования продольной перегородки;
- влияние возмущений, генерируемых в канале, на характеристики течения торможения.

Эксперименты проводились в аэродинамической трубе ЦАГИ ТССМ при $M = 1,8 \dots 3,5$ на модели, представляющей собой плоский прямоугольный канал постоянного сечения (высота 36 мм, ширина 40 мм, длина 200 мм) с острыми передними кромками.

Боковые стенки канала были прозрачными, позволяющими проводить высокоскоростную визуализацию теневой картины внутреннего течения. Верхняя и нижняя стенки канала оснащены дренажными отверстиями для измерения статического давления, в конце канала расположена и гребенка для измерения полного давления. Канал снабжен механическим дросселем.

Для ряда исследуемых вариантов испытывался канал с продольной разделительной перегородкой, расположенной как в плоскости симметрии канала, с образованием двух сопряженных симметричных каналов, так и со смещением в сторону от центрального сечения. Передняя кромка перегородки находилась в плоскости входа в канал. Исследовались варианты перегородок с наличием или отсутствием отверстий для перетока воздуха.

Также рассматривалось влияние на характеристики торможения различных возмущений, вызванных элементами конструкции канала. В качестве источника возмущений использовались генератор вихря высотой 10 мм, расположенный на верхней стенке на расстоянии 30 мм от входа, или игла, расположенная на верхней стенке на расстоянии 30...80 мм от входа.

В процессе испытаний производились замеры статического давления в ядре потока в канале с перегородкой и без нее, замеры статического давления на стенках канала как на режимах равномерного сверхзвукового течения, без дросселирования, так и на режиме с псевдоскачком в канале модели.

Для канала без перегородки было получено, что установка генераторов возмущений приводит к нарушению картины течения в центральной части канала (в ядре потока), однако распределение относительного статического давления $P/P_{0ф}$ (отнесено к статическому давлению в форкамере АДТ), измеряемое на стенках канала, практически неизменно (расхождение составляет $\leq 3\%$).

Наличие непроницаемой перегородки, расположенной в плоскости симметрии канала для сборки с источником возмущений в одном из сопряженных каналов, приводило к реализации несимметричного течения в рассматриваемых каналах. При наличии щелевых отверстий в перегородках параметры потока в сопряженных каналах выравнивались, что было видно по распределению относительного статического давления. Так, на длине ~ 140 мм величина $P/P_{0ф}$ для верхнего и нижнего канала различалась на $\sim 16\%$ в случае непроницаемой перегородки и $\sim 3\%$ — для перегородки со щелевыми отверстиями.

Работа выполнена при частичной финансовой поддержке РФФИ (проект № 18-08-01436).

DECELERATION CHARACTERISTICS OF SUPERSONIC FLOW IN SHORT DUCTS WITH A SOURCE OF DISTURBANCES

N.V. Guryleva, M.A. Ivankin, D.A. Lapinsky, A.M. Tereshin

Central Aerohydrodynamic Institute

Deceleration of supersonic flow to subsonic speed in a short duct of constant cross-section is studied. The following problems are considered: method of aligning flow parameters in a short channel with the leading shock of the shock train realized in it due to the use of a longitudinal partition; influence of disturbances generated in the channel on the characteristics of the decelerating flow. It is shown, that the presence of a gas-dynamic connection between the channels reduces the flow irregularity, equalizes the flow parameters at the end of the channel, reduces the longitudinal dimensions of the flow deceleration area.

ОСОБЕННОСТИ ТЕЧЕНИЯ В МНОГОКАНАЛЬНОМ СВЕРХЗВУКОВОМ ВОЗДУХОЗАБОРНОМ УСТРОЙСТВЕ

Д.А. Рахманин, А.К. Трифонов

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского

Представлены результаты расчетно-экспериментальных исследований особенностей течения в каналах входного устройства, состоящего из четырех патрубков, работающих на одну камеру. Объектом исследований являются однорежимные четырехпатрубковые воздухозаборные устройства, рассчитанные на числа $M = 1,8...2,2$. Рассмотрена структура течения в каналах каждого патрубка воздухозаборника и в камере объединения, а также предложен возможный способ повышения устойчивости работы ВЗУ.

Характеристики многоканальных воздухозаборных устройств имеют ряд особенностей, отличающихся от характеристик «классических» воздухозаборных устройств с одним каналом. Главной особенностью дроссельных характеристик таких воздухозаборных устройств, является то, что в каждом из каналов воздухозаборника реализуются существенно различные значения коэффициента восстановления полного давления. Каждый канал воздухозаборника имеет свою степень дросселирования, замыкающий скачок, в котором происходит переход сверхзвукового течения в дозвуковое, при движении ко входу в одном из каналов опережает замыкающие скачки в других каналах, что приводит к более раннему появлению головной волны на входе.

В работе представлены результаты анализа внутренних характеристик, входного устройства модели четырехканального воздухозаборника. Исследованы как осесимметричные, так и прямоугольные каналы, работающие на общую камеру. Экспериментальные и расчетные исследования обтекания моделей проводились при числах Маха набегающего потока $M = 1,8...2,2$ и нулевом угле атаки.

Экспериментальные исследования выполнены в АДТ СВС-2 ЦАГИ.

Численное моделирование проводилось с помощью программного пакета CFD-FASTRAN (Customer N 2482) с использованием системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса, описывающей пространственные течения вязкого сжимаемого газа. Для выполнения расчетного исследования использовались трехмерные структурированные гексагональные расчетные сетки.

Сравнительный расчетно-экспериментальный анализ позволил выявить ряд особенностей характеристик многоканального воздухозаборного устройства. Разность наибольшего и наименьшего значений коэффициента восстановления полного давления в районе угловой точки дроссельной характеристики достигает $\Delta p = 11\%$. В итоге на выходе из каналов реализуется пониженный уровень коэффициента восстановления полного давления. Еще одной важной особенностью дроссельной характеристики является появление на пологом участке разрыва, при котором происходит резкое падение коэффициентов восстановления полного давления и расхода воздуха. Это обусловлено тем, что на входе одного из четырех воздухозаборников в результате неравномерного перемещения псевдоскачка навстречу потоку в одном из каналов появляется устойчивая отрывная зона, перекрывающая весь вход, втекание в этот воздухозаборник резко уменьшается, а в других каналах воздухозаборника реализуется течение с максимальной величиной коэффициента расхода воздуха. Суммарный коэффициент расхода воздуха всего воздухозаборного устройства на режиме непосредственно после разрыва падает.

Выявлена связь между несимметричным поведением псевдоскачков в каналах ВЗУ и вихрями, образующимися за торцевой частью объединительной камеры каналов воздухозаборника.

Рассмотрены возможные способы повышения устойчивой работы ВЗУ за счет изменения формы торцевой части объединительной камеры каналов воздухозаборника.

FLOW IN A MULTI-CHANNEL SUPERSONIC AIR INTAKE

D.A. Rakhmanin, A.K. Trifonov

Central Aerohydrodynamic Institute

Results of computational and experimental studies of the flow characteristics in the channels of the air intake device consisting of four channel inlets operating on a single chamber are presented. The object of research is single-mode four-channel air intake devices designed for

Mach numbers $M = 1,8...2,2$. Flow structure in the channel of each inlet and in the integration chamber is considered. A possible way to increase the stability of the intake is proposed.

РАСЧЕТНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ФИЗИЧЕСКИХ ОСОБЕННОСТЕЙ ОБТЕКАНИЯ И ХАРАКТЕРИСТИК ДВУХКАНАЛЬНОГО ВОЗДУХОЗАБОРНОГО УСТРОЙСТВА

Е.В. Карпов

evgeniy.karpov@tsagi.ru

Н.Г. Колток

Е.В. Новогородцев

ЦАГИ им. проф. Н.Е. Жуковского

Проведено расчетное исследование обтекания и характеристик двухканального входного устройства при сверхзвуковом числе Маха набегающего потока. Исследованы варианты воздухозаборников с отсасыванием и без отсасывания пограничного слоя. Рассмотрен вариант воздухозаборника с более искривленным каналом. Проведен анализ картин течения и дроссельных характеристик входного устройства.

Рассмотренное двухканальное входное устройство образовано слиянием каналов двух симметрично расположенных воздухозаборников в общий цилиндрический канал. Вход каждого воздухозаборника имеет при виде спереди форму параллелограмма. Сжатие потока на входе воздухозаборника осуществляется двумя клиньями — верхним и боковым. За сверхзвуковым участком каждого воздухозаборника располагается горло, за которым следует канал криволинейной формы. Затем каналы обоих воздухозаборников соединяются в общий канал перед двигателем.

Для выполнения численного расчета была построена пространственная структурированная сетка. Для улучшения качества сетки при построении использована 0-топология. В пристеночной области осуществлено сгущение сетки для правильного разрешения пограничного слоя. Объем сетки составил 7 млн ячеек.

Задача расчета обтекания входного устройства ставилась в двух вариантах. В первом случае расчет течения проводился только в одном канале с применением граничного условия отражения в области соединения двух каналов в один общий. Во втором случае течение рассчитывалось совместно в обоих каналах входного устройства.

Результаты получены на основе решения осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье – Стокса (RANS). Для замыкания системы уравнений использована модель турбулентности SST (Shear Stress Transport).

Анализ картин течения в воздухозаборнике без отсасывания пограничного слоя выявил наличие трех областей отрывного течения: 1) зоны с λ -образной структурой перед горлом; 2) отрывной области за горлом в расширяющейся части канала; 3) на отдельных режимах и на боковой внешней стенке воздухозаборника. Возмущения потока, вызванные отрывным течением в канале, приводят к снижению характеристик воздухозаборника.

Выполнены численные расчеты обтекания воздухозаборника с отсасыванием пограничного слоя для первого варианта постановки задачи. Получено, что отсасывание пограничного слоя приводит к повышению коэффициента восстановления полного давления и увеличению длины пологой ветви дроссельной характеристики входного устройства. Кроме того, отсасывание пограничного слоя в воздухозаборнике позволяет обеспечить согласование работы рассмотренного входного устройства и двигателя.

В данной работе был также проведен численный расчет варианта воздухозаборника с увеличенной кривизной канала. Расчеты показали, что искривление канала привело к некоторому снижению коэффициента восстановления полного давления на режиме согласования. При этом максимальное значение коэффициента восстановления полного давления на пологой ветви дроссельной характеристики входного устройства осталось на прежнем уровне.

NUMERICAL STUDY OF THE FLOW PHYSICAL FEATURES AND CHARACTERISTICS OF THE TWO-DUCT INTAKE SYSTEM

E.V. Karpov

evgeniy.karpov@tsagi.ru

N.G. Koltok

E.V. Novogorodtsev

Central Aerohydrodynamic Institute

The flow features and gas-dynamic characteristics of the two-duct intake system at supersonic Mach number were studied numerically. The variants of the inlets with boundary layer suction and without suction were investigated. The version of the inlet with more curved canal was considered. The flow patterns and the intake system throttle behavior are analyzed.



СЕКЦИЯ 8. ЭКОНОМИКА КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

ОЦЕНИВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ ПРИ НАКОПЛЕНИИ ПРОЕКТНОЙ И ЭКСПЛУАТАЦИОННОЙ ИНФОРМАЦИИ

В.В. Василевский

echinops777@rambler.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Исследуется проблема повышения эффективности аэрокосмических систем дистанционного зондирования Земли. Предложен подход к решению задачи синтеза оптимальной стохастической системы управления на основе накопления и обработки проектной и эксплуатационной информации. Разработан вычислительный алгоритм оценивания вектора состояния и эффективности функционирования аэрокосмической системы дистанционного зондирования Земли с учетом уровня информированности и требований к качеству обслуживания конечных потребителей.

В «Основах государственной политики в области использования результатов космической деятельности в интересах модернизации экономики Российской Федерации и развития ее регионов на период до 2030 года» обеспечение эффективного использования результатов космической деятельности впервые в истории отечественной космонавтики определено задачей государственного масштаба, имеющей межведомственный, межрегиональный, межотраслевой характер, затрагивающий интересы всех секторов экономики.

В работе исследуется проблема повышения эффективности применения аэрокосмических систем (АКС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) на основе создания адекватной системы управления комплексом научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ (НИОКР), выбора проектных и эксплуатационных параметров с учетом действия комплекса внутренних и внешних факторов [1].

Для решения этой задачи предусматривается создание и развертывание адекватной системы управления АКС ДЗЗ на этапах ее создания и использования, гарантирующей необходимое качество информационного обеспечения конечных потребителей. Целевая установка синтеза оптимальной стохастической системы управления и выбора оптимальных параметров АКС ДЗЗ обеспечивается решением следующего комплекса научно-технических задач:

- создания бортовой аппаратуры ДЗЗ на основе отечественной элементной базы и комплектованных с техническими характеристиками, не уступающих лучшим зарубежным образцам космических средств;

- реализации различных режимов работы съемочной аппаратуры, в том числе стереосъемки;

- повышения пропускной способности и помехоустойчивости радиоканалов передачи информации ДЗЗ на наземные пункты приема и обработки;

- обеспечения требований всех категорий конечных потребителей к объемам, оперативности и качеству получаемой информации по разрешению и спектральным диапазонам.

Решение задачи оптимального оценивания вектора состояния динамической системы, подверженной входным воздействиям с известными статистическими ха-

рактическими, дается фильтром Калмана. Однако во многих практических приложениях характеристики входных воздействий — динамика изменений фазового вектора подвижного объекта — являются частично либо полностью не известными, что ограничивает использование теории калмановской фильтрации. Для преодоления данного препятствия возможно использование подходов, связанных с построением адаптивных, минимаксных, минимаксно-стохастических и робастных фильтров.

В общей постановке автором ранее рассмотрена возможность построения адекватной модели и соответствующего рекуррентного алгоритма оценивания параметров АКС ДЗЗ с учетом использования априорной информации [2]. В данной работе предлагается подход к оцениванию компонент вектора состояния и показателей эффективности АКС ДЗЗ с учетом дискретного по времени получения и накопления информации об проектных и эксплуатационных характеристиках АКС ДЗЗ, а также использования априорной информации о параметрах внешних воздействий.

Модели состояния и измерения АКС ДЗЗ при выполнении аэрокосмического мониторинга описываются соответствующими стохастическими дифференциальными уравнениями Ито [3]. На компоненты вектора внешнего управления подвижным объектом наложены ограничения, моменты начала и окончания интервала времени прогноза его состояния по результатам аэрокосмического мониторинга заданы, начальные значения состояния и измерений представляются случайными величинами, которые характеризуются значениями математического ожидания и ковариационной функции.

Алгоритм синтеза системы управления, оценивания вектора состояния и показателей эффективности АКС ДЗЗ включает реализацию вычислительных процессов (операций) оптимального фильтра, оптимального регулятора и рекуррентной системы оценивания с накоплением информации. Для апробации предлагаемого подхода, оценки адекватности и точности используемой модели системы управления АКС ДЗЗ разработан программный модуль, реализующий алгоритм получения искоемых оценок.

Литература

- [1] Василевский В.В. Модель аэрокосмической системы дистанционного зондирования Земли с учетом рисков импортозамещения / К.Э. Циолковский и этапы развития космонавтики. Материалы 52 Научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга: Издательство «Эйдос», 2017. 429 с.
- [2] Василевский В.В. Синтез состояния подвижных объектов при накоплении измерительной информации аэрокосмического мониторинга / Системный анализ, управление и навигация: тезисы докладов. М.: Московский авиационный институт (технический университет), 2018. С. 197–198.
- [3] Пугачев В.С., Сеницын И.Н. Теория стохастических систем. М.: Логос, 2004.

ESTIMATION OF EFFICIENCY OF THE AEROSPACE SYSTEM OF REMOTE SENSING OF THE EARTH DURING THE ACCUMULATION OF DESIGN AND OPERATIONAL INFORMATION

V. Vasilevsky

echinops777@rambler.ru

Moscow Aviation Institute

The problem of increasing the efficiency of aerospace systems of remote sensing of the Earth is investigated. An approach to solving the problem of synthesis of optimal stochastic control system on the basis of accumulation and processing of design and operational information is

proposed. A computational algorithm for estimating the vector of the state and efficiency of the aerospace system of remote sensing of the Earth is developed, taking into account the level of awareness and requirements for the quality of service to end users.

МЕХАНИЗМЫ ДИВЕРСИФИКАЦИИ ИННОВАЦИОННОГО НАУЧНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ЗАДЕЛА ПРИ СОЗДАНИИ АВИАЦИОННО-КОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

А.В. Гутенев
П.А. Дроговоз

a.v.gutenev@gmail.com
drogovoz@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Анализируются проблемы формирования инновационного научно-технического задела при создании перспективных авиационно-космических систем в современных экономических условиях. Предлагается подход к проектированию механизмов диверсификации, обеспечивающих выявление элементов инновационного научно-технического задела с потенциалом коммерциализации в предпринимательском секторе экономики.

Актуальной тенденцией научно-технического прогресса является создание авиационно-космических систем (АКС) нового поколения. В отличие от существующих проектов двухступенчатых комплексов, использующих метод воздушного старта космического аппарата, ведутся разработки систем на основе воздушно-космических летательных аппаратов, предназначенных для управляемого полета в атмосфере и околоземном космическом пространстве. Такие системы имеют изначально военное назначение и предназначены для эффективного преодоления воздушно-космической обороны противника. Для их создания требуется междисциплинарный инновационный научно-технический задел (НТЗ), представляющий собой перспективную продукцию интеллектуальной деятельности предприятий и организаций в сфере науки и техники, критических и прорывных технологий [1]. Освоение и реализация НТЗ в промышленном производстве и изделиях обеспечивают создание технических систем, обладающих новыми свойствами и качеством, а также позволяют повысить эффективность функционирования промышленности.

Проекты разработки технологий для создания перспективных АКС характеризуются различной тематической направленностью, уровнем готовности и капиталоемкостью. В ходе их выполнения формируются элементы НТЗ, имеющие универсальный характер применения в гражданском секторе экономики и обладающие существенным потенциалом диверсификации. Выявление и коммерциализация таких элементов НТЗ является одной из важнейших задач эффективного развития науки и промышленности в современных экономических условиях. При ее решении необходимо учитывать множество факторов, в том числе — планируемого ограничения финансирования мероприятий в рамках государственного оборонного заказа и государственных программ развития оборонно-промышленного комплекса, расширения практики военно-технического сотрудничества и военно-гражданской интеграции, привлечения стратегических институциональных инвесторов из предпринимательского сектора экономики к финансированию высокорискованных инновационных технологий.

Вопросы оптимального планирования прикладных исследований в наукоемкой промышленности отражены в ряде научных публикаций специалистов в области управления созданием НТЗ в авиастроении [2]. Вместе с тем в существующем науч-

но-методическом аппарате, используемом для приоритизации НИОКР в целях обеспечения создания образцов вооружения, военной и специальной техники [3], не учитывается потенциал диверсификации разрабатываемых технологий и возможности их использования в коммерческой продукции гражданского назначения. При этом возможны ситуации, когда высокоприоритетный в военно-экономическом отношении проект НИОКР может оказаться не привлекательным для предпринимательских структур в силу своей узкой специализации и, наоборот, низкоприоритетный проект может отличаться высоким уровнем универсальности и иметь существенный потенциал коммерческой реализации, но не будет включен в портфель, и при этом возможность его коммерциализации будет утрачена.

Эти противоречия усугубляются отсутствием эффективных механизмов формирования портфеля НИОКР, в результате которых формируется инновационный НТЗ. В условиях современных темпов научно-технического прогресса и повышения структурно-функциональной сложности перспективных АКС существенно увеличивается поток заявок на выполнение НИОКР. Это приводит к резкому увеличению трудоемкости процедур принятия решений и повышению риска субъективности полученных результатов, поскольку существующие методики основаны на экспертном оценивании приоритетности проектов и становятся экономически нерациональными с ростом объемов, сложности и разнообразия проектных заявок.

Решение проблемы представляется возможным путем модернизации используемых методик и их дополнения следующими механизмами.

Организационно-управленческий механизм ставит своей целью обеспечение военно-гражданской интеграции и межведомственной координации при формировании инновационного НТЗ и реализуется путем создания научно-координационного центра с функциями выявления заявок на НИОКР с потенциалом диверсификации и привлечения стратегических инвесторов для их финансирования.

Финансово-экономический механизм предназначен для оценки потенциала коммерциализации элементов инновационного НТЗ в предпринимательском секторе экономики. Он представляет собой комплекс экономико-математических моделей и базирующихся на них расчетных методик, которые позволяют оценивать прогнозные денежные потоки от использования результатов интеллектуальной деятельности в коммерческих продуктах.

Информационно-аналитический механизм включает инструменты автоматизированной аналитической обработки информации и поддержки принятия решений по формированию инновационного НТЗ. При его реализации предполагается использовать технологии машинного обучения для решения задач кластеризации множества заявок на НИОКР и идентификации среди них инвестиционно-привлекательных проектов.

В своей совокупности предложенные механизмы диверсификации позволят реализовать схемы государственно-частного партнерства в наукоемкой сфере и создать условия для коммерциализации элементов инновационного НТЗ, полученного при создании перспективных АКС.

Литература

- [1] ГОСТ Р 57194.1–2016. Трансфер технологий. Общие положения. М.: Стандартинформ, 2016. 10 с.
- [2] Дутов А.В., Клочков В.В. Модель и критерии принятия решений в задачах оптимального планирования прикладных исследований в наукоемкой промышленности // Экономический анализ: теория и практика. 2014. № 44 (395). С. 2–13.
- [3] Харитон В.А., Кузнецов С.В., Симоновская Т.В. Методический подход к отбору и оценке приоритетности проведения исследований в обеспечение создания вооружения, военной и специальной техники в условиях финансовых ограничений // Аудит и финансовый анализ. 2018. № 3. С. 214–216.

MECHANISMS OF DIVERSIFICATION OF INNOVATIVE SCIENTIFIC AND TECHNICAL GROUNDWORK IN THE DEVELOPMENT OF AEROSPACE SYSTEMS

A.V. Gutenev
P.A. Drogovoz

a.v.gutenev@gmail.com
drogovoz@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

The problems of formation of innovative scientific and technical groundwork when creating advanced aerospace systems in modern economic conditions are analyzed. An approach is proposed to develop diversification mechanisms that ensure the identification of elements of innovative scientific and technical groundwork with the potential for commercialization in the entrepreneurial sector of the economy.

ТЕНДЕНЦИИ СТАНДАРТИЗАЦИИ ПОРЯДКА СОЗДАНИЯ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

С.В. Володин¹
А.В. Тюрин²

kaf509@mai.ru
alex.tyurin@tsagi.ru

¹ Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

² ЦАГИ им. Н.Е. Жуковского

Рассмотрены и охарактеризованы основные тенденции, проявляющиеся при разработке современных стандартов управления созданием аэрокосмической техники. Отмечено, что ведущими направлениями управления созданием аэрокосмической техники являются усложнение структуры жизненного цикла создаваемой продукции, внедрение системы уровней технологической готовности, «гейтовой» системы, изменение ряда акцентов в сфере управления финансами и обеспечения безопасности аэрокосмической деятельности.

Внедрение в практику современных подходов к управлению жизненным циклом наукоемких изделий аэрокосмической техники сопровождается широким спектром управленческих инноваций в различных направлениях менеджмента [1]. Применительно к аэрокосмической отрасли в первую очередь следует отметить управление проектами, в котором в настоящее время проявляется ряд новых тенденций.

Дифференциация и детализация фаз и этапов жизненного цикла проявляется в усложнении структуры управления наукоемкой программой. При этом в связи с разнообразием характера создаваемой продукции в рамках существующих стандартов требуется обеспечение определенной гибкости в управленческих решениях. Так, в зарубежной практике, несмотря на то, что общие точки принятия решений и контрольные точки наукоемких программ стандартизованы, утверждающая их инстанция в определенной степени свободна в разработке результативной и эффективной структуризации программ. Это включает устранение при необходимости отдельных фаз и объединение или исключение этапов и точек принятия решений, если нормативно-правовой базой не предусмотрено обратное. Примерами могут служить базовые модели программ, адаптированных к типу разрабатываемой продукции, необходимости последовательной модернизации после достижения заданных характеристик или необходимости ее ускоренного создания с объединением отдельных этапов. Каждая ба-

зовая модель адаптируется к доминирующим характеристикам приобретаемого продукта. Возможно создание гибридных моделей управления программами, в которых учитывается разнородный характер разработки, например, совокупность технического устройства и программного обеспечения.

Система уровней готовности технологий (УГТ) [2] представляет собой оценку зрелости и готовности технологий к применению в разработке, производстве и эксплуатации конкретных типов инновационной продукции. Типичная шкала УГТ предусматривает девять уровней, из которых первые шесть охватывают период создания научно-технического задела, а последующие три относятся к созданию конкретных изделий. С ростом УГТ снижается научно-технический риск, поскольку технология апробируется в условиях, приближающихся к реальным условиям эксплуатации.

«Гейтовая» система (от англ. *gate* — ворота), которой в российской практике соответствует введение понятия контрольных рубежей (КР): ключевых событий программы, функцией которых является проверка процесса и результата работ по ее фазам (этапам), выполнение поставленных целей и принятие решений о дальнейших действиях (продолжение, доработка, приостановка, прекращение). Переход от полностью завершенной предыдущей фазы к последующей осуществляется последовательно — через прохождение промежуточного КР, играющего роль своеобразных «ворот». Например, после завершения фазы детальной разработки изделия необходимым условием начала фазы его серийного производства и эксплуатации является прохождение КР в виде сертификации типа летательного аппарата. Это отражается на сетевом графике программы, который приобретает характерную цепочкообразную форму (фазы играют роль ее звеньев).

Управление финансами в динамической постановке заключается в учете изменения реальной стоимости потоков денежных средств в долгосрочном периоде и расширении экономического подхода при оценке эффективности программ. Рост необходимости в новых подходах к ценообразованию на продукцию связан с тенденциями коммерциализации аэрокосмической деятельности. При наличии аналогов предлагаемой продукции возрастает роль сравнительного подхода к ценообразованию. При наличии уникального предложения и квалифицированных маркетинговых служб появляется возможность задействовать доходный подход.

Обеспечение безопасности аэрокосмической деятельности и управление рисками в условиях разнообразных угроз и возможностей, исходящих от внешнего окружения. Наибольшую роль в программах госзаказа играет совокупность взаимодействующих между собой технологических, экономических и политических факторов. В коммерческих программах возрастает роль социальных и экологических факторов.

Современная система управления аэрокосмическими программами не может быть основана исключительно на существующих нормативно-правовых актах и подходах к разработке проектно-технологической документации. Поэтому одной из основных задач в этой сфере является стандартизация необходимой документации и вывод прогрессивных корпоративных и отраслевых стандартов на национальный уровень.

Литература

- [1] Володин С.В. Стратегическое управление проектами. На примере аэрокосмической отрасли. 2-е изд. стер. М.: URSS, 2019. 148 с.
- [2] Жиц Р.Ю. Опыт NASA: инновации в космических технологиях // Новости космонавтики. 2013. Т. 23, № 1 (360). С. 44–47.

TENDENCIES OF STANDARDIZATION THE PROCEDURE FOR THE CREATION OF AEROSPACE EQUIPMENT

S. Volodin¹

kaf509@mai.ru

A. Tyurin²

alex.tyurin@tsagi.ru

¹ Moscow Aviation Institute

² TsAGI Zhukovsky

The main trends that are manifested in the development of modern standards for managing the creation of aerospace technology are considered and characterized. It was noted that the leading directions in managing the creation of aerospace technology are the complication of the structure of the life cycle of products being created, the introduction of a system of levels of technological readiness, a "gate" system, a change in a number of emphasis in the field of financial management and ensuring the safety of aerospace activities.

СТРАТЕГИЧЕСКОЕ УПРАВЛЕНИЕ МЕЖРЕГИОНАЛЬНОЙ ИНТЕГРАЦИЕЙ В КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

О.С. Дробкова

odrobkova@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Выполнен анализ актуальных проблем развития стратегического управления межрегиональной интеграцией в космической отрасли промышленности. Раскрыты возможности оптимизации интеграционных процессов в формате мегарегиона, обеспечивающих синергетический эффект в условиях адекватного стратегического управления и инструментария оценки.

Промышленность — это базовая составляющая любой национальной экономики, оказывающая решающее воздействие на ее развитие, динамику процессов общественно-экономических трансформаций, на режим устойчивого воспроизводства. ЮНИДО признает промышленность драйвером, призванным обеспечить структурные преобразования для выведения экономики на путь устойчивого развития.

Обеспечить производство конкурентоспособной промышленной продукции в Российской Федерации призвана промышленная политика, рассматриваемая как комплекс правовых, экономических и иных мер, направленных на развитие промышленного потенциала страны.

Особое место в национальной экономике России принадлежит системам, идентифицируемым мегарегионом, одним из которых является город Москва и Московская область, в котором сосредоточена почти треть экономического потенциала страны, площадь которого превышает 60 тыс. км², на которой проживает более 20 млн человек, в том числе: в Москве — свыше 12,5 млн человек и в Московской области — свыше 7,5 млн человек. Японский экономист и политолог К. Омаэ ввел в научный и публицистический оборот понятие «мегарегион» [1]. Американский ученый Р. Флорида отмечает, что «вместо того, чтобы просто расти вверх, города-регионы расширяются вовне, пока не оказываются вынуждены срастись с другими городами-регионами. Теперь, на стадии образования ядер, города-регионы сливаются в мегарегион» [2].

Мегарегион — Москва и Московская область — является ведущим центром ракетно-космической промышленности. В Москве расположено около 40 предприятий

космической отрасли, в Московской области — 22 крупных и средних российских организаций. По целому ряду макроэкономических индикаторов промышленность, в том числе космическая отрасль данного мегарегиона, имеет значения, существенно превышающие среднероссийские показатели, а уровень и качество выпускаемой продукции являются самыми высокими по стране. Но и для такой системы мегаровня присущи проблемы, проявляющиеся в дисбалансе состояния, уровне развития предприятий, входящих в его состав, в обострении некоторых социальных и экологических проблем.

Типичными проблемными ситуациями в космической отрасли являются:

- несоответствие результатов (функционирования, развития) сформированным целям;
- отсутствие должного эффекта от ранее выработанных и теоретически обоснованных методов;
- логическое противоречие одной из частных стратегий другим областям или более общей стратегии.

На сегодняшний день решающее значение для достижения конкурентоспособности отечественной авиационной продукции имеет как разработка новых технико-экономических решений в области создания и эксплуатации новой наукоемкой продукции, так и разработка новых организационных форм, интегрирования промышленных организаций на межрегиональном уровне.

Значительные трудности испытывают предприятия космической отрасли. И в настоящее время перед промышленными предприятиями космической отрасли РФ стоят сложные задачи диверсификации производства и реализации инновационных проектов, обеспечивающих высокую коммерческую отдачу. Производственный цикл создания наукоемких образцов космической техники является одним из самых продолжительных в экономике, что существенно затрудняет прогнозирование показателей деятельности предприятий. Наличие проблем сопряжено с несоответствием модели, механизма, инструментария стратегического анализа и управления промышленными предприятиями космической отрасли на межрегиональном уровне и требует разрешения с позиции разработки и обоснования базовой модели интеграции, инструментария и методических подходов к стратегическому анализу и управлению в целом.

Мегарегиональная интеграция предприятий космической отрасли — процесс создания новой надсистемы на основе взаимодействия подсистем, формирующих системы регионального хозяйства, организационно и экономически выступающих подсистемами по отношению к мегарегиону. Предлагаемая модель межрегионального интеграционно-сбалансированного взаимодействия промышленного комплекса основана на институциональном типе интеграции. Ей присущи свои особенности: интеграция как мезоэкономическая (межрегиональная или вертикальная), так и макроэкономическая (региональная или горизонтальная), официальное закрепление некоего единства в силу существующих предпосылок экологического, экономического, социально-культурного характера, но с сохранением границ административного и общественного единства, обеспечение их прозрачности, согласованности действий между сегментами в интересах достижения заявленных целей.

Интеграция должна быть основана на принципе агломерации — частичной централизации капиталов участников интеграционного процесса. Процесс может сопровождаться концентрацией или перераспределением производств.

Стратегическое управление развитием промышленного комплекса мегарегиона на основе разработанной модели ставит перед собой решение управленческой задачи по трансформации исследуемой системы от моноцентрической к полицентрической агломерации. Стратегическое управление должно быть направлено на обеспечение

возможности сбалансирования интересов и получение синергетического эффекта — высокого уровня конкурентоспособности системы, высокого качества продукции, выпускаемой на предприятиях в мегарегионе.

Целью развития стратегического управления межрегиональной интеграцией мегауровня является повышение коммерческой отдачи проектов, повышение качества продукции и более эффективное стратегическое управление развитием систем мегауровня с учетом ограниченных ресурсов. В условиях глобализации экономических процессов стратегическое управление межрегиональной интеграцией мегауровня является перспективным направлением повышения эффективности функционирования космической отрасли.

Литература

- [1] Иншакова Е.И. Устойчивое развитие макрорегиона: методологические и теоретические аспекты исследования // Вестник Волгоградского государственного университета. Сер. 3. Экономика. Экология. 2018. № 1. С. 80–85.
- [2] Флорида Р. Большая перезагрузка: как кризис изменит наш образ жизни и рынок труда / The Great Reset: How New Ways of Living and Working Drive Post-Crash Prosperity. Классика-XXI, 2012. 237 с.

STRATEGIC MANAGEMENT OF THE INTER-REGIONAL INTEGRATION OF THE MEGA LEVEL IN THE SPACE INDUSTRY

O. Drobkova

odrobkova@yandex.ru

Bauman Moscow State Technical University

The analysis of the urgent problems of the development of strategic management of interregional integration in the space industry is carried out. The possibilities of optimizing integration processes in the megaregion format are disclosed, which provide a synergistic effect in conditions of adequate strategic management and assessment tools.

ЦИФРОВЫЕ ИНСТРУМЕНТЫ ГИБКОГО ПРОЕКТНОГО УПРАВЛЕНИЯ ПРИ ОРГАНИЗАЦИИ ИНКРЕМЕНТАЛЬНЫХ ИННОВАЦИЙ В КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Н.А. Кашеварова

n.kashevarova@bmstu.ru

В.А. Шиболденков

vshiboldenkov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматриваются перспективы внедрения в космической промышленности методов гибкого проектного управления и инструментов цифровизации процессов разработки и производства космической техники. Описываются особенности современных подходов к управлению проектами по созданию наукоемкой продукции в формате инкрементальных и итерационных операций, повышающих результативность инновационной деятельности.

Космическая отрасль является одной из наиболее наукоемких отраслей национальной экономики. Для нее характерна сложная структура производственной цепочки, которую формирует значительное количество территориально разрозненных предприятий. Эффективность процессов разработки и производства конкурентоспособной продукции космического назначения имеют большую значимость для обеспечения национального и экономического суверенитета.

Необходимым условием для этого является механизм инкрементальной инновационной деятельности. Инкрементальные инновации представляют собой вариант постепенного эволюционного улучшения отдельных характеристик продукции [1]. В условиях активного развития космических технологий во всех ведущих странах мира продукция отрасли должна постоянно совершенствоваться для того, чтобы сохранять конкурентные позиции на мировом рынке, поскольку каждый конкретный образец является уникальным сочетанием технологий, которые должны соответствовать самым современным требованиям.

Современные подходы к управлению проектами по созданию наукоемкой продукции основываются на принципах гибких методологий разработки, которые первоначально были созданы для разработки программного обеспечения, отличающегося инкрементальными и итерационными методами производства промежуточных результатов. Гибкое проектное управление подразумевает упрощение процедур, а также декомпозицию работ, ролей и полей ответственности; повышение значимости горизонтальных и вертикальных коммуникаций между всеми субъектами деятельности. При этом высокий технический уровень обеспечивается тщательным тестированием продукта и итеративностью разработки [2]. Еще один важный аспект гибких методологий — своевременная реакция на изменения, что полностью соответствует концепции непрерывных инкрементальных инноваций. Данный подход, сконцентрированный на создании на каждом этапе реализации проекта минимально работоспособного продукта, может быть использован при разработке космической техники для оперативного выполнения государственных программ. Таким образом, важной задачей является формирование систем, обеспечивающих непрерывный инкрементальный инновационный процесс на основе гибкого проектного управления.

Также следует отметить, что актуальной проблемой при разработке новых образцов космической продукции является недостаточный уровень цифровизации ключевых процессов, к которым относятся научно-исследовательские и опытно-конструкторские работы (НИОКР) и производство. Это снижает конкурентоспособность продукции и создает угрозу для эффективного функционирования отрасли в целом.

В такой сложноорганизованной структуре, как космическая отрасль, необходимо иметь цифровую модель всей производственной цепочки и участвующих в ней предприятий, которая позволяет информировать всех субъектов производственной цепочки о текущем состоянии других участников, что обеспечивает обоснованное и слаженное принятие управленческих решений. Это означает, что цифровая модель должна отображать бизнес-архитектуру предприятия и предоставлять актуальную информацию о реализации всех бизнес-процессов.

Для реализации модели гибкого управления проектами необходимо объединить цифровые модели проектной деятельности с инструментами визуализации состояния выполняемых проектов, что, в свою очередь, повысит оперативность НИОКР и эффективность внедрения новых технических решений в производство.

Формирование цифровой модели предполагает обязательное внедрение инструментов и технологий промышленного интернета. Промышленный интернет подразумевает создание цифровой системы создания ценности организации [3]. В условиях космической отрасли она формируется за счет цифровизации всех участвующих в производственном процессе элементов. Рабочие места персонала, оборудование,

оснастка, материальные ресурсы тем или иным образом получают цифровые метки и имеют свое четкое место в цифровой модели сквозных процессов разработки и производства космической техники. Для данных целей необходимо оснастить все производственные мощности специальными киберфизическими устройствами и системами, аккумулирующими, консолидирующими и интегрирующими информацию со всех этапов жизненного цикла наукоемкой продукции.

Объединение методов цифрового моделирования производства и гибкого проектного управления позволяет получить комбинированный эффект за счет мягких изменений в процессе разработки и производства каждого конкретного образца космической техники. Мягкие изменения подразумевают своеобразную модульность жизненного цикла, увеличение вариативности процессов в зависимости от требований заказчика и возможность в рамках каждого выделенного модуля тонкой настройки и получения, как отмечалось ранее, минимально работоспособного результата.

Таким образом, представляется перспективным формирование единой интеллектуальной информационной системы космической отрасли, которая интегрирует, обобщает и представляет лицам, принимающим решения, всю информацию о каждом этапе жизненного цикла отдельных продуктов в эргономичном и удобном виде. Это позволит получить потенциально более высокий уровень производительности труда и кооперации между предприятиями отрасли, увеличить эффективность цепочек принятия решений и в итоге прогнозируемости результатов деятельности.

Литература

- [1] Ritala P., Hurmelinna-Laukkanen P. Incremental and radical innovation in coopetition. The role of absorptive capacity and appropriability // Journal of Product Innovation Management. 2013. Vol. 30, No. 1. Pp. 154–169.
- [2] Аппело Ю. Agile-менеджмент: Лидерство и управление командами. М.: Альпина Паблишер, 2018. 534 с.
- [3] Дроговоз П.А., Леус Н.А. Мировые тенденции развития предиктивной аналитики больших данных в промышленной сфере // Экономика и предпринимательство. 2019. № 4. С. 168–176.

AGILE PROJECT MANAGEMENT'S DIGITAL TOOLS FOR THE INCREMENTAL INNOVATIONS ORGANIZATION IN THE SPACE INDUSTRY

N.A. Kashevarova
V.A. Shiboldenkov

n.kashevarova@bmstu.ru
vshiboldenkov@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

Prospects of introduction in the space industry of methods of agile project management and tools of digitalization of processes of development and production of space equipment are considered. The article describes the features of modern approaches to project management for the creation of high-tech products in the format of incremental and iterative operations that increase the effectiveness of innovation.

КОНКУРЕНЦИЯ В КОСМОСЕ: ВОЗМОЖНОСТИ, ПОСЛЕДСТВИЯ И РИСКИ МЕЖДУНАРОДНОЙ БЕЗОПАСНОСТИ

Л.В. Панкова

Lpankova@imemo.ru, kaf509@mai.ru

ИМЕМО РАН им. Е.М. Примакова, Московский авиационный институт
(технический университет)

Космическая деятельность сегодня находится под мощным многофакторным прессингом фундаментальных изменений по широкому спектру внутренних и внешних изменений. Конкуренция в космосе нарастает, увеличивается количество субъектов космической деятельности, наблюдается радикальная интенсификация коммерческой деятельности. Одновременно в условиях сложной современной совокупности явлений, присущих развитию сферы обеспечения международной безопасности, новые возможности в сфере космической деятельности не только в гражданской, но и в военной области требуют от мирового сообщества серьезных усилий по предотвращению наращивания милитаризации космического пространства, включая и обновление соответствующей международно-правовой базы.

Космическая деятельность (КД) сегодня находится под мощным многофакторным прессингом в буквальном смысле фундаментальных изменений по широкому спектру внутренних и внешних изменений.

К внутренним изменениям в сфере космоса следует отнести рост количества субъектов космической деятельности, расширение мотивационных установок, резкое усиление интеграционных процессов в мировой космонавтике, а также радикальную интенсификацию коммерческой деятельности. Более того, повышается роль и значение военных аспектов технологического развития в космической среде. Внешние факторы связаны со стратегической неопределенностью на мировой арене, геополитическими проблемами, сдвигами в области политики национальной безопасности. В США, например, обсуждаются вопросы превращения космоса в новую сферу вооруженной борьбы (или по американской терминологии — новый «домен» наряду с военно-воздушными, военно-морскими, сухопутными войсками и т. д.). Последнее свидетельствует о том, что КД приобретает новое место в системе обеспечения национальной безопасности стран — участников КД.

В условиях интенсивного технологического развития встает вопрос об оценке воздействия новых инновационно-цифровых прорывов в области космической деятельности (являющейся, как известно, сферой высоких наукоемких передовых технологий, преимущественно двойного назначения) на возможности обеспечения сдерживания вооружений в космосе в интересах международной безопасности. Еще в начале столетия мы отмечали, что «окрестности 2020 г. следует рассматривать как зону бифуркации, как поворотный пункт в развитии мировой космонавтики. В такие моменты возрастает чувствительность к внешним воздействиям: перевод системы из одного качественного состояния в другое возможен с помощью минимального импульса, причем из любой сферы (военной, политической, технологической)» [1]. На рубеже третьего десятилетия XXI в. в условиях сложной совокупности явлений, присущих современному состоянию сферы обеспечения международной безопасности, новые возможности в сфере космической деятельности не только в гражданской, но и в военной области требуют от мирового сообщества серьезных усилий по предотвращению наращивания милитаризации космического пространства, включая и обновление соответствующей международно-правовой базы.

Современное движение к инновационно-цифровому прорыву со всей очевидностью диктует необходимость упреждающего формирования стратегии исследования

и использования космического пространства (как в среднесрочной, так и в долгосрочной перспективе), как на национальном уровне основных участников КД, так и на международном уровне, отвечающей позитивным интересам мирового сообщества.

Особое внимание в докладе уделяется воздействию перспективных технологий (среди которых и такие важные цифровые составляющие, как большие данные, автоматизация, взаимодействие человека и машины, роботизация, новые производственные аддитивные технологии (3D-printing technology), искусственный интеллект) на развитие политической, экономической, военной и технологической (ПЭВТ) конкуренции. Обсуждается влияние ПЭВТ-конкуренции в сфере КД на кооперационные и интеграционные процессы в рассматриваемой области.

Литература

- [1] Панкова Л.В. Перспективные космические технологии и безопасность: неотложность дебатов // Специальное приложение к сборнику «Ядерное распространение». Московский центр Карнеги. 2002. Вып. 2. С. 33.

COMPETITION IN SPACE: CAPABILITIES, CONSEQUENCES AND RISKS TO INTERNATIONAL SECURITY

L. Pankova

LPankova@imemo.ru, kaf509@mai.ru

Primakov National Research Institute of World Economy and International Relations, Russian Academy of Sciences, Moscow Aviation Institute

Space activities to-day is under the power multifactor pressure of the basic changes on the broad spectrum of the inward and outward conditions. Competitions in space is growing, the quantity of the participants of space activity is increased, radical intensification of commercial activity is observed. At the same time, in the conditions of complicated modern totality of the phenomenon, which is inherent to the providing of the international security, new capabilities not only in civil space, but also in military part of the space activity, demand from the world community serious efforts, concerning the prevention of the stepping up of the militarization of the space environment, also including the renewal the international law in space.

НОВЫЕ ТЕНДЕНЦИИ НА РЫНКЕ КОСМИЧЕСКИХ УСЛУГ

Т.И. Кузнецова

kuznetsovati@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматриваются экономические процессы, возникающие при коммерциализации и оказании нового вида потребительских и производственных услуг в сфере космической деятельности, исследуются понятие и структура рынка космических услуг, особое внимание уделяется коммерческому использованию космических средств связи для дистанционного зондирования Земли, определяются перспективы развития рынка космических услуг и превращения его в наиболее востребованную область бизнеса.

В условиях рыночной экономики космическая деятельность в сфере производства и оказания космических услуг превратилась в большой многомиллиардный бизнес-процесс, который оценивается специалистами в 8 млрд долл. в год [1].

Рынок космических услуг представляет собой совокупность экономических отношений, обеспечивающих создание и реализацию космических услуг в интересах всех участников рынка на основе спроса и предложения. Рынок космических услуг делится на первичный и вторичный. Первичный рынок — это рынок конечных услуг персонального характера, оказываемых с помощью космических систем, а также сопутствующих им товаров. Вторичный космический рынок обслуживает создание и поддержание коммерческих космических систем. Рынок космических услуг включает ряд сфер: рынок пусковых услуг, наземного оборудования, космических аппаратов, дистанционного зондирования земли (ДЗЗ), мобильной связи, потребительских услуг, страхования космических проектов.

Наиболее широко реализован сектор космических средств связи. 25 государств проводят экспериментальные полеты, активно используют цифровые информационные технологии, развивают информационные спутниковые системы, способные оказывать целый комплекс космических услуг различного характера: навигационных, метеорологических, телекоммуникационных и др. [2].

Значительное внимание в настоящее время уделяется коммерческому использованию космических средств связи для предоставления услуг дистанционного зондирования Земли. Коммерческое предоставление таких услуг только начинает свое развитие. Многие отрасли промышленности, а именно сельское хозяйство, строительство, добывающая промышленность, региональные структуры все шире используют данные дистанционного зондирования Земли. На современном этапе предоставление подобных услуг финансируется за счет средств государственного бюджета. Однако уже появились частные коммерческие космические аппараты дистанционного зондирования Земли. Лидерами мирового рынка услуг ДЗЗ являются США, Франция и Индия. В борьбе за расширение рынков сбыта мировые операторы программ ДЗЗ предоставляют новые услуги и сервисы.

Анализ динамики развития рынка космических услуг свидетельствует о том, что в числе его товарных лидеров находятся услуги коммерческой связи, к которым постепенно присоединяются услуги ДЗЗ и навигации. Рост сектора космической связи будет продолжаться в связи с тем, что потребители желают иметь дополнительные услуги при использовании традиционной аппаратуры при просмотре телевизионных передач [3].

В перспективе рынок космических услуг будет расширяться за счет привлечения пользователей из числа субъектов Российской Федерации и муниципальных структур, которые предъявляют спрос на обновление картографического материала, создание градостроительной документации, программ территориального развития и т. д. Активизация на рынке космических услуг подтверждается стабильным ростом количества выданных лицензий на осуществление геодезической, картографической, изыскательской и космической деятельности.

Рост совокупного спроса на услуги космической навигации подтверждается увеличением количества приобретаемого оборудования для автомобильной навигации, включая средства диспетчеризации транспорта. Однако для России объем продаж этого вида навигационного оборудования относительно невелик, всего 70 млн. дол., хотя в динамике намечается стабильная положительная тенденция.

Мировой рынок космических услуг за последние десять лет вырос в пять раз и превысил 500 млрд долл. США в год. При этом изменилась структура доходов. В начале XXI в. рынок космических услуг приносил прибыль, в которой 60...70 % приходилось на строительство ракет-носителей, космических аппаратов, запуски ракет, создание наземной и космической инфраструктуры, остальные 30...40 % — на космические услуги. В современных условиях доходы от услуг телекоммуникации, навигации, ДЗЗ, метеонаблюдения составляют более 80 % и только 20 % приходится на создание ракет-

но-космической техники и строительство инфраструктуры для ее обслуживания [4]. А если учитывать косвенные эффекты в отрасли и смежных отраслях, то становится хорошо видно, что ситуация на рынке космических услуг оказывает значительное влияние на эффективность всей национальной экономики.

Литература

- [1] Першин Ю.Ф., Воронков В.В. ГЛОНАСС-технологии. Королёв: КИУЭС, 2008 г.
- [2] Локтионов А.С. Космические услуги: эволюция рынка и становление рыночной инфраструктуры // Экономика и социальная политика. 2016. № 3. С. 17–22.
- [3] Nikolskaya Y.M., Selivanov V.V., Omelchenko I.N., Rakhlina L.I. Increase of the Methods of Program-target Planning of the Knowledge-intensive Sectors // Proceedings of 2018 11th International Conference "Management of Large-Scale System Development", MLSD 2018. DOI: 10.1109/MLSD.2018.8551855
- [4] Lysons K., Gillingham M. Purchasing and Supply Chain Management. London: Prentice Hall, 2016.

NEW TRENDS IN THE SPACE SERVICES MARKET

T. Kuznetsova

kuznetsovati@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

The article discusses the set of economic processes that occur during the commercialization and provision of a new type of consumer and production services in the field of space activities, explores the concept and structure of the space services market, focuses on the commercial use of space communications for remote sensing of the earth, defines the prospects for the development of the space services market and turning it into the most sought after area of business.

ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ НА ОСНОВЕ НЕЧЕТКИХ ВЫЧИСЛЕНИЙ И НЕЙРОННЫХ СЕТЕЙ В УПРАВЛЕНИИ ПРОЕКТАМИ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

О.М. Юсуfoва

yusufova@bmstu.ru

А.Р. Невредин

a.r.nevredinov@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматривается использование нечеткой логики и нейронных сетей при создании инновационных интеллектуальных информационных систем в контексте применения их в космической отрасли, обосновывается актуальность внедрения таких систем в структуру управления проектами и, в частности, применимость при прогнозировании экономических показателей. Рассматриваются сущность нейронных сетей и нечеткой логики. Описаны основные элементы архитектуры и принципы построения таких интеллектуальных систем.

Данная тема актуальна из-за необходимости повышения эффективности и скорости деятельности в космической отрасли, для которой характерны высокая капиталоемкость, требования к качеству и длительность циклов создания наукоемкой техники. При этом в отрасли имеет место значительный износ и устаревание оборудования,

недостаточное кадровое и финансово-экономическое обеспечение, а отрасль отчасти существует в условиях рынка, оказывая услуги по доставке на орбиту различных грузов, из-за чего необходимо поддерживать высокий уровень конкурентоспособности услуг на международном рынке.

Поддерживать конкурентоспособность и решить некоторые из имеющихся проблем можно с помощью модернизации производства, но эффект будет недостаточным без возможности прогнозирования различных процессов и в особенности экономических показателей в условиях недостатка и/или внутренней сложности данных, а также повышения автоматизации бизнес-процессов. Для решения этой проблемы необходимо построить интеллектуальные системы, основанные на технологиях машинного обучения и нечеткой логике. Такая система ответит запросам модернизированной космической отрасли, поскольку сможет работать с более сложными проектами и при неполноте и неточности (зашумленности) информации со слабоформализованными или творческими задачами.

Сердцем интеллектуальных систем являются искусственные нейронные сети, построенные по подобию биологического мозга, их построение изучается в машинном обучении — подразделе науки об искусственном интеллекте. В отличие от обычных алгоритмов нейронную сеть обучают на примере больших массивов имеющихся данных. По сути, машинное обучение — это комплекс программных решений, алгоритмов и математических методов, позволяющих строить модели на основе массива данных и находить в них неочевидные закономерности [1].

Программные модули на основе нейронных сетей могут быстро находить решения поставленных задач и улучшать их вплоть до получения наиболее оптимальных, автоматизировать рутинные, традиционно человеческие задачи, управлять или производить мониторинг сложных технических объектов или систем. Круг задач, которые уже могут выполнять нейронные сети, очень широк, например, оптимизация рабочих графиков, бюджетов, распределения ресурсов и т.п. Важная особенность нейронных сетей — способность быстро анализировать большие объемы слабо структурированных данных.

Не менее важным элементом является нечеткая логика и нечеткие вычисления. Суть нечеткой логики заключается в том, что классическая система «истина – ложь» заменяется на интервал степени истинности от 0 до 1. Такая логика точнее, поскольку реальные вещи не сводятся к дискретному определению всех параметров, а эта модель позволяет мыслить и считать степенями истинности. Зачастую это позволяет избежать сложных вычислений, где определить абсолютную истинность сложно [2].

Эти два элемента лежат в основе интеллектуальных систем, которые могут помогать принимать эффективные решения и поддерживать разные многокритериальные задачи, уменьшая нагрузку на сотрудников [3]. При этом построение системы в соответствии с методологией управления должно облегчить интеграцию такой системы, управление проектами, а также анализ рисков и сбор данных.

Хорошо обученная нейронная сеть достаточно точно предсказывает различные финансовые показатели на основе комплекса данных, что позволяет корректировать стратегию [4]. Возможно прогнозирование курсов валют, размеров инвестиций, доходов (от проекта либо от деятельности в целом).

При построении интеллектуальной системы необходимо следовать нескольким базовым принципам:

- любая информация и неопределенность должны быть представлены в виде нечеткого множества;
- система должна быть иерархичной и многоуровневой, иметь разные уровни принятия решений;
- система должна быть интегрирована в систему управления проектами;

– система должна учитывать подход к управлению проектами и рабочим процессом, который принят в организации.

Архитектура интеллектуальной системы принятия решений включает множество нейросетевых модулей, систем сбора и хранения информации и знаний, а также пользовательские интерфейсы и системы обучения и настройки. Архитектура системы не должна быть разрознена, весь комплекс должен быть интегрирован в систему управления компанией (ERP-систему). При этом система должна учитывать все нужные ограничения: возможности распределения ресурсов, рабочее время, формальные процедуры и иные особенности отрасли.

Космическая отрасль за счет своей специфики высокой технологичности и сложности проектов получит ряд значительных эффектов, таких как: повышение управляемости и предсказуемости, сокращение издержек, рост прибыли, сокращение рисков, ускорение протекания проектов, повышение имиджа за счет использования интеллектуальных систем. Интеллектуальная система может предсказывать вероятность успеха проекта еще на этапе его планирования и предположить его прибыльность на основе большого количества финансовых показателей и других прогнозов. Хотя оценить эффект от внедрения сложно, но инвестиции на внедрение системы, без сомнения, быстро окупятся.

Методы оценки эффективности проекта внедрения интеллектуальной системы, по сути, сводятся к оценке ROI, которые покажут эффективность вложения или расчете NPV, который покажет прибыль или убыток с учетом дисконтирования через определенный срок, но для этого все равно нужно предположить размер экономического эффекта от внедрения, а из-за специфики отрасли собрать данные не в ретроспективе трудно.

С другой стороны, можно оценить динамику ключевых показателей эффективности (KPI), но этот метод тоже будет работать в основном для ретроспективного анализа.

Внедрение интеллектуальной системы — это само по себе сложный проект, причем для космической отрасли лучше не пользоваться услугами аутсорсинговых фирм, а нанять специалистов и сформировать свою команду для построения такой системы. При правильном проектировании интеллектуальной системы и встраивании ее в систему управления можно добиться значительных эффектов и сильно повысить конкурентоспособность и престиж отрасли на международном рынке.

Литература

- [1] Дроговоз П.А., Леус Н.А. Мировые тенденции развития предиктивной аналитики больших данных в промышленной сфере // Экономика и предпринимательство. 2019. № 4. С. 168–176.
- [2] Штовба С.Д. Введение в теорию нечетких множеств и нечеткую логику. Винница: Издательство Винницкого государственного технического университета. 2011. 198 с.
- [3] Беляева М.А., Буреш О.В., Шаталова Т.Н. Разработка интегрированной системы поддержки принятия решений по управлению проектами в условиях неопределенности // Вестник Оренбургского государственного университета. 2011. № 3. С. 43–48.
- [4] Панфилов И.А., Пен Т.А. Создание математической модели для решения экономических задач, используя математический аппарат «нейронная сеть» // Молодой ученый. 2019. № 3. С. 109–112.

INTELLIGENT SYSTEMS BASED ON FUZZY CALCULATIONS AND NEURAL NETWORKS IN PROJECT MANAGEMENT OF THE SPACE INDUSTRY

O. Yusufova
A. Nevredinov

yusufova@bmstu.ru
a.r.nevredinov@gmail.com

Bauman Moscow State Technical University

This article is discussing the use of fuzzy logic and neural networks when creating intelligent information systems in the context of their application in the space industry, substantiates the relevance of introducing such innovations into the control system and the possible effects of introducing such a system. The essence of neural networks and fuzzy logic is being considered. The basic elements of architecture and the principles of constructing such intelligent systems are being described.

ОРГАНИЗАЦИОННО-МЕТОДИЧЕСКИЕ ПРИНЦИПЫ ФОРМИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ОБУЧЕНИЯ ПЕРСОНАЛА В ОРГАНИЗАЦИЯХ АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

С.А. Володина kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В статье затронут ряд основных принципов формирования системы обучения персонала организаций аэрокосмической отрасли. Особое внимание уделено учету влияния человеческого фактора, которое приводит к необходимости использования развивающей модели обучения на основе андрагогического подхода. Ключевыми персоналиями этой модели являются бизнес-тренер, или тьютор. Рассмотрены условия обеспечения эффективности данной модели, организационно-методические принципы взаимодействия ее участников и компоненты поддержки и развития учебного процесса.

Управление долгосрочными наукоемкими программами в условиях ускоряющихся изменений приводит к необходимости внедрения новых образовательных технологий и развития соответствующих навыков и компетенций персонала всех уровней. Нестабильность социального, технологического, экономического и политического контекста приводит к сокращению циклов обновления актуальной информации. В этих условиях в качестве слабого звена нередко выступает человеческий фактор.

Усиление внимания к человеческому фактору способствует обеспечению мотивации и внедрению новых подходов к корпоративному обучению персонала, основанных на принципах андрагогики, т. е. применительно к особенностям обучения взрослых людей. В связи с высокой эмоциональной вовлеченностью участников в процесс реализации долгосрочных наукоемких программ повышаются требования к конфликтологической компетентности руководителей и специалистов соответствующих отраслей. К числу других потребностей в развитии персонала можно отнести совершенствование коммуникативных навыков, умение проводить презентации, противодействие манипуляциям. Возрастает значимость владения технологиями управления изменениями (управление проектами, включая сбалансированные подходы с ориентацией на взаимодействие персонала; организационное развитие; системная технология вмешательства и т. д. в зависимости от управленческой позиции и специализации обучающегося) [1].

Модель традиционного предметно-ориентированного обучения (освоение обучающимися определенной суммы знаний, умений и навыков), не утрачивая своего значения, должна дополняться развивающей моделью (ориентация на потребности, личный опыт и уровень актуального развития обучающегося). Получаемые знания, не теряя своей значимости, превращаются из цели в средство развития личности, реализации ее жизненных и профессиональных замыслов и планов [2]. Практической формой такого обучения является бизнес-тренинг, или тьюториал.

Результативность и эффективность развивающей формы обучения определяется целевым сегментом обучающихся (рациональный состав и численность), правильным выбором времени и места обучения, оснащенностью аудитории, квалифицированной разработкой дизайна (сценария) бизнес-тренинга или тьюториала с заранее проработанными вариантами на случай изменения ситуации.

Взаимодействие бизнес-тренера (тьютора) и обучающихся должно основываться на следующих организационно-методических принципах:

- практикоориентированность;
- концептуализация полученного опыта;
- интерактивность;
- самоорганизация и рефлексия;
- вариативность методов, форм и результатов обучения;
- развитие мотивации к обучению;
- модульность учебно-методических материалов.

Основными компонентами поддержки и развития системы обучения персонала наукоемких организаций являются следующие организованные виды деятельности:

- контроль качества обучения;
- подготовка и развитие бизнес-тренеров и тьюторов;
- научно-методическая поддержка процесса обучения;
- адаптация системы обучения к изменениям.

Вышеперечисленные принципы могут быть положены в основу организации корпоративных университетов, интенсивно развивающихся в различных отраслях и корпорациях в последние десятилетия [3].

Литература

- [1] Володина С.А., Володин С.В. Менеджмент: избранные разделы. М.: УЦ «Перспектива» 2014. 140 с.
- [2] Щенников С.А. Открытое дистанционное образование. М.: Наука, 2002. 527 с.
- [3] Каталог программ корпоративной Академии Роскосмоса. [Электронный ресурс]. URL: https://www.roscosmos.ru/media/files/katalog_2019_.pdf (дата обращения: 03.11.2019).

ORGANIZATIONAL AND METHODOLOGICAL PRINCIPLES OF FORMING A PERSONNEL TRAINING SYSTEM IN ORGANIZATIONS OF THE AEROSPACE INDUSTRY

S.A. Volodina

kaf509@mai.ru

Moscow Aviation Institute

The article touches on a number of basic principles for the formation of a training system for personnel of aerospace industry organizations. Special attention is paid to the account of the influence of the human factor, which leads to the need to use a developmental model of learning

based on the andragogical approach. The key personalities of this model are the business coach or tutor. The conditions of ensuring the effectiveness of this model, organizational and methodological principles of interaction of its participants and components of support and development of the educational process are considered.

АЛЬТЕРНАТИВНЫЕ МЕТОДЫ ПОДГОТОВКИ ВЫСОКОКВАЛИФИЦИРОВАННЫХ КАДРОВ ДЛЯ КРУПНЫХ НАУКОЕМКИХ ПРЕДПРИЯТИЙ

А.Н. Самолдин

samoldinan@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Подход наукоемких предприятий к кадровому обеспечению в современных российских условиях нуждается в корректировке. Недостаточно просто ожидать притока свежих кадров из учреждений высшего профессионального образования. Необходимо инвестировать средства в кадровое обеспечение и повышать человеческий капитал предприятия за счет реальных вложений. В качестве альтернативы традиционному подходу рассматривается возможность установления тесных деловых взаимовыгодных контактов между предприятиями и университетами, а также создание корпоративных университетов на базе самих предприятий.

Инновационное развитие крупных наукоемких предприятий промышленности сегодня может быть обеспечено только при наличии достаточного количества работников необходимой квалификации на таких предприятиях. Создание кадрового потенциала высококвалифицированных научных и инженерных сотрудников является важной актуальной проблемой менеджмента, которой уделяется большое значение на всех уровнях — государственном, отраслевом, региональном и локальным, под которым понимается уровень самого предприятия.

С экономической точки зрения совокупность возможностей высококвалифицированных сотрудников предприятия с учетом их навыков, опыта и потенциала составляет человеческий капитал предприятия, который, в свою очередь, складывается из человеческого капитала (human capital, далее HC) отдельных работников. Человеческий капитал включает такие составляющие, как знания, навыки, способности и опыт, которые могут быть капитализированы предприятием при правильной организации менеджмента. При этом один из авторов теории Г. Беккер считал главным фактором увеличения человеческого капитала инвестиции, под которыми он понимал практически любое действие, которое повышает квалификацию и способности специалистов [1].

Таким образом, агрегированная модель роста человеческого капитала наукоемкого предприятия может рассматриваться в виде

$$HC = HCS + HCN - I,$$

где HC — новый человеческий капитал предприятия с учетом его прироста; HCS — исходный (старый) человеческий капитал; HCN — прирост человеческого капитала за рассматриваемый период; I — инвестиции предприятия в человеческий капитал. Очевидно, что в экономическом аспекте выгода от прироста человеческого капитала наукоемкого предприятия будет оцениваться как разница между этим приростом, выраженным в денежной форме, и инвестициями предприятия в человеческий капитал.

Традиционно основным источником новых высококвалифицированных кадров на наукоемкие предприятия являются высшие учебные заведения. С учетом тенденций

развития высшего образования в России речь идет не только о выпускниках университетов, но и о кадрах, которые готовят по программам дополнительного профессионального образования (ДПО) в условиях реализации стратегической ресурсности [2].

Однако система ДПО имеет ряд недостатков, которые в значительной степени объективно обусловлены. В частности, А.К.Казанцев и И.А.Никитина [3] отмечают, что в системе ДПО имеют место проблемы. Среди них в качестве главных рассматриваются такие проблемы, как: существенное снижение процента защищенных диссертационных работ по сравнению с советским периодом при некотором ухудшении качества самих работ, снижение научно-технического потенциала профессорско-преподавательского состава (старение научных кадров без полноценного притока новых ученых ввиду падения престижа науки), недостаточное финансирование научных исследований и другие проблемы.

Отметим также такую проблему, как отсутствие прямой связи между бакалаврами, магистрами и выпускниками системы ДПО, с одной стороны, и наукоемким предпринятием — с другой стороны. Практика показывает, что большинство студентов учатся на бюджетных местах или за свой счет. При такой ситуации инвестиции предприятия в человеческий капитал практически равны нулю. Предприятие подбирает с рынка тех специалистов, которые там имеются. При этом у ищущих работу людей на момент поиска нет никаких обязательств перед предприятием, и они свободны в своем выборе.

Альтернативой условно бесплатного поиска «готовых» специалистов на открытом рынке может стать инвестиционное участие предприятия в процессе повышения уровня человеческого капитала. Возможны различные пути такого участия. Рассмотрим основные направления.

1. Установление тесной связи с университетами с материальной поддержкой предприятиями интересующих их направлений подготовки специалистов. Это могут быть базовые кафедры предприятий в вузах, стипендии и гранты от предприятий, привлечение студентов, аспирантов и докторантов к научно-практической работе на предприятиях на возмездной основе. Преимуществом такого подхода является повышение квалификации и получение опыта работы потенциальным сотрудником еще на стадии учебы. Очевидно, что опыт, полученный на конкретном предприятии, достаточно уникален, поэтому в полной мере он может быть использован в дальнейшем именно на этом предприятии, что может определить выбор выпускника.

2. Создание корпоративных университетов для решения проблем развития сотрудников и повышения человеческого капитала, необходимого для реализации конкретных научных и производственно-технических задач предприятия. Корпоративные университеты могут работать в различных режимах: обучение в виде повышения квалификации, корпоративные тренинги, стажировки и др. При этом оба направления могут сочетаться (например, лекции в кооперативном университете вполне могут читать профессора учебного университета).

Представляется, что в современных условиях экономической жизни России без инвестиций в человеческий капитал достаточно сложно обеспечить необходимый уровень кадров для крупных наукоемких предприятий.

Литература

- [1] Беккер Г. Человеческое поведение: экономический подход. Избранные труды по экономической теории. М.: ГУ ВШЭ, 2003. 672 с.
- [2] Стымковский В.И. Подготовка инженерных кадров для наукоемких отраслей в условиях реализации стратегической ресурсности дополнительного профессионального образования вуза. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2017. 106 с.
- [3] Казанцев А.К., Никитина И.А. Подготовка молодых научных кадров для национальной инновационной экономики: анализ ситуации и перспективы развития // Современные наукоемкие технологии. 2010. № 1. С. 106–108.

THE ALTERNATIVE METHODS OF TRAINING HIGHLY QUALIFIED STAFF FOR LARGE SCIENCE-BASED COMPANIES

A. Samoldin

samoldinan@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

The approach of the science-based companies to human resourcing requires improvement in the current Russian context. Expecting the influx of new staff from higher education institutions would not be sufficient. It is required to invest in human resourcing and enhance the human capital of the company by real investments. The opportunity to establish close mutually-beneficial business relations between universities and companies along with the creation of the corporate universities based on companies themselves are regarded as an alternative to the traditional approach.

БЮДЖЕТИРОВАНИЕ КАК ЭФФЕКТИВНАЯ ТЕХНОЛОГИЯ КОРПОРАТИВНОГО УПРАВЛЕНИЯ ФИНАНСАМИ НА ПРЕДПРИЯТИЯХ ОБОРОННО-ПРОМЫШЛЕННОГО КОМПЛЕКСА

Л.С. Шолох

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Сегодня развернут процесс масштабной реструктуризации оборонной промышленности. Чтобы выстоять в конкурентной борьбе, предприятия оборонно-промышленного комплекса должны включиться в процесс интенсивного развития, который заключается в широком использовании инновационного потенциала, активизации инновационной деятельности и усилении доминанты конкурентных преимуществ. Именно эти предприятия обладают способностью создавать и воспринимать новшества.

Создание интегрированных структур является основным направлением организационно-институционального реформирования оборонно-промышленного комплекса (ОПК) и направлено на повышение эффективности и обеспечение устойчивости деятельности предприятий комплекса.

Научно-производственный потенциал предприятий интегрируется в крупные объединения — интегрированные структуры (ИС).

Наиболее распространенная схема создания ИС в ОПК России заключается в объединении акционированных предприятий по холдинговой схеме, когда головная компания владеет контрольным (или большим) пакетом акций других входящих в ИС предприятий и в силу этого имеет возможность влиять на производственно-хозяйственную деятельность последних.

Выделяются три формы корпоративного управления:

- акционерный контроль (контроль над собственностью);
- производственно-хозяйственный контроль;
- финансовый контроль.

Управление в корпоративной системе включает в себя определение стратегии, координацию оперативной деятельности дочерних компаний, оптимизацию распределения ресурсов между ними. При этом все участники холдинга должны рассматриваться как система, а не набор изолированных компаний.

Большинство интегрированных структур в ОПК имеют холдинговую структуру организации, при этом центральные компании на 100 % принадлежат государству.

Главной задачей головной компании корпорации на начальном этапе ее функционирования является корпоративное строительство, которое достигается путем разработки и принятия советом директоров корпорации и советами директоров субхолдингов соответствующих положений и формирование персонального состава полномочных и квалифицированных органов управления корпорации. В зоне ответственности управления корпорации находятся вопросы координации программ деятельности корпорации и корпоративных финансов. Развитие предприятий ОПК предполагает рост относительной упорядоченности экономической системы, связанной в том числе с необходимостью совершенствования процессов корпоративного финансового управления инновационной деятельности.

Инновационная деятельность характеризуется повышенной неопределенностью и риском и требует значительного объема финансовых ресурсов, в связи с чем актуальность вопросов предварительного анализа возможностей ее реализации, сокращения необоснованных затрат, оценки эффективности и вероятности ее успешности многократно возрастает. Инструментом для проведения такого анализа и одной из наиболее эффективных технологий корпоративного управления финансами предприятия на основе его результатов с целью повышения эффективности и снижения рисков является бюджетирование.

BUDGETING AS AN EFFECTIVE TECHNOLOGY OF CORPORATE FINANCE MANAGEMENT AT ENTERPRISES OF THE DEFENSE-INDUSTRIAL COMPLEX

L.S. Sholokh

kaf509@mai.ru

Moscow Aviation Institute

Today, a large-scale restructuring of the defense industry has been launched. To survive in the competition, the enterprises of the military-industrial complex must be involved in the process of intensive development, which consists in the widespread use of innovative potential, the intensification of innovative activity and the strengthening of the dominant competitive advantage. It is these enterprises that have the ability to create and perceive innovations.

ОСОБЕННОСТИ РАБОТЫ ГОЛОВНОГО ИСПОЛНИТЕЛЯ ГОСУДАРСТВЕННОГО ОБОРОННОГО ЗАКАЗА В РАМКАХ ДЕЙСТВУЮЩЕГО ЗАКОНОДАТЕЛЬСТВА

Н.В. Савкин

Savkin_nikita@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В докладе отражены основные изменения в законодательстве в сфере государственного оборонного заказа, особенности работы головных исполнителей (исполнителей) ГОЗ, межведомственная система контроля за использованием бюджетных средств при размещении и выполнении государственного оборонного заказа, порядок банковского сопровождения государственных контрактов (контрактов) и функции контрольно-надзорных органов.

С 1 июля 2015 г. — даты вступления в действие изменений в Федеральный закон от 29.12.2012 г. № 275-ФЗ «О государственном оборонном заказе» (далее — Федеральный закон) работа головных исполнителей (исполнителей) ГОЗ существенно изменилась. Это связано в первую очередь с созданием межведомственной системы контроля за использованием бюджетных средств при размещении и выполнении государственного оборонного заказа, а также определением порядка банковского сопровождения государственных контрактов (контрактов).

Одной из проблем головного исполнителя государственных контрактов на производство и поставку продукции с длительными технологическими циклами производства и выполнения НИОКР в рамках ГОЗ остаются расчеты с исполнителями, сроки выполнения работ которых наступают раньше сроков завершения государственного контракта. В подобные контракты с исполнителями главному исполнителю приходится включать условия по окончательному расчету за выполненные работы после получения денежных средств от Государственного заказчика, что в случае надлежащего выполнения исполнителем работ и принятия их головным исполнителем вступает в противоречие с положениями ГК РФ. Следствием этого является необходимость проведения дополнительных переговоров с исполнителями и урегулирование претензионных обращений и исковых заявлений от исполнителей, отвлечение оборотных средств по государственному контракту для опережающих расчетов за выполненные работы с исполнителями.

Головной исполнитель ГОЗ в соответствии с федеральным законом при заключении контрактов с исполнителями обязан принять необходимые меры по их исполнению и обеспечить качество товаров, работ, услуг в рамках ГОЗ в соответствии с условиями государственного контракта.

Постановлением Правительства РФ от 26.12.2013 г. № 1275 (в редакции от 02.12.2017 г.) утверждено «Положение о примерных условиях государственных контрактов (контрактов) по государственному оборонному заказу», в соответствии с которыми условия контракта, заключаемого головным исполнителем с исполнителем, осуществляющим поставку продукции в целях выполнения государственного контракта, определяются условиями соответствующего государственного контракта, заключенного государственным заказчиком с этим головным исполнителем. Однако при проведении договорных кампаний в обеспечение исполнения государственных контрактов многие исполнители стремятся откорректировать условия предлагаемых им к заключению договоров (контрактов), сформированных на основании государственных контрактов, подписывая их с протоколами разногласий. Указанная практика существенно затягивает процесс завершения договорной кампании, препятствует началу финансирования (авансирования) работ и, как следствие, сокращает сроки выполнения работ исполнителями, что создает риски своевременного выполнения заданий ГОЗ для головного исполнителя.

Государственный заказчик включает в государственный контракт условие об осуществлении расчетов только с использованием отдельных счетов, открытых в уполномоченном банке (за исключением некоторых государственных контрактов согласно условиям федерального закона).

Вся информация о платежных операциях по государственному контракту по всей цепочке кооперации передается в единую информационную систему ГОЗ, доступ к которой открыт (в определенной части) государственному заказчику, главному исполнителю (исполнителю) ГОЗ, уполномоченному банку, Росфинмониторингу, Счетной палате Российской Федерации, контрольно-надзорным органам с соблюдением требований действующего законодательства о государственной тайне.

В условиях федерального закона значительно усилился контроль исполнения государственного оборонного заказа со стороны надзорных органов, который стал для

головных исполнителей (исполнителей) ГОЗ более системным и регулярным (реестры государственных контрактов (контрактов) по всей цепочке кооперации ежеквартально предоставляются в соответствующие органы Прокуратуры.

Литература

- [1] Федеральный закон от 29.12.2012 г. № 275-ФЗ «О государственном оборонном заказе».
- [2] <http://expert275.ru> — сайт экспертно-аналитический центр ценообразования в оборонной промышленности.

PECULIARITIES OF WORK OF THE HEAD EXECUTOR OF THE STATE DEFENSE ORDER IN THE FRAMEWORK OF EXISTING LEGISLATION

N. Savkin

Savkin_nikita@mail.ru

Moscow Aviation Institute

The report reflects the main changes in the legislation in the field of state defense order, the specifics of the work of the main executors (executors) of the state defense order, the interdepartmental system of control over the use of budget funds when placing and executing the state defense order, the procedure for banking support of state contracts (contracts) and the functions of control and supervision organs.

СПЕЦИФИКА РАЗРАБОТКИ СИСТЕМ МАТЕРИАЛЬНОГО СТИМУЛИРОВАНИЯ В КОМПАНИЯХ С ГОСУДАРСТВЕННЫМ УЧАСТИЕМ В СОВРЕМЕННЫХ ЭКОНОМИЧЕСКИХ УСЛОВИЯХ

Ю.А. Дегтярев

yu.a.degtyarev@vpk.npomash.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрены современные подходы к построению систем материального стимулирования работников госкорпораций военно-промышленного комплекса с учетом различного рода как внешних, так и внутренних факторов, а также специфики локальных «подсистем» оплаты труда в зависимости от категорий работников.

Наблюдающиеся в последние полтора десятилетия процессы масштабной реструктуризации оборонной промышленности характеризуются, в первую очередь, ростом количества госкорпораций, построенных по классической акционерной схеме управления. При этом новые технологические вызовы, стоящие перед оборонно-промышленным комплексом, а также введение рядом зарубежных стран экономических санкций против отдельных предприятий промышленности Российской Федерации, ставят перед собственниками этих корпораций дополнительный перечень задач по повышению качества ключевых бизнес-процессов. Одним из таких вопросов на сегодняшний день является решение задачи по внедрению эффективной системы материального стимулирования (оплаты труда) персонала.

Любая система материального стимулирования преследует своей целью, главным образом, повышение производительности труда работника через механизм

увязки конечного заработка работника и результатов его деятельности. При построении систем оплаты труда должен учитываться одновременно целый ряд внешних и внутренних факторов: стратегические цели корпорации, специфика производимой продукции, требования трудового законодательства, состояние регионального рынка труда, текущий уровень загрузки производственных мощностей и т. д. Одновременно с этим на корпоративном уровне важным аспектом является унификация подходов при внедрении таких систем среди предприятий холдинга.

В работе приведен анализ реализации внедрения и совершенствования системы оплаты труда на примере АО «ВПК «НПО машиностроения». Предприятие было основано в 1944 г. академиком В.Н. Челомеем и в настоящее время представляет собой субхолдинг, включающий в себя 6 предприятий и входящий, в свою очередь, в состав корпорации АО «КТРВ».

Учитывая исторически сложившуюся разнонаправленную специфику деятельности АО «ВПК «НПО машиностроения» (деятельность осуществляется сразу по трем направлениям: крылатая тематика, космическая тематика и РВСН), в компании фактически реализуется так называемая матричная структура управления.

Система материального стимулирования сформирована и внедрена с учетом действующей структуры управления и построена из отдельных взаимосвязанных «подсистем» оплаты труда:

- зарабатывающих подразделений, являющихся непосредственными исполнителями работ по темам. Ее ключевой особенностью является прямая зависимость фонда оплаты труда подразделения в текущем периоде времени от сложившегося уровня загрузки работами подразделения;

- обеспечивающих подразделений, включающих в себя в том числе механизмы взаимосвязи переменной (нефиксированной) части заработной платы в зависимости от динамики загрузки тематических подразделений;

- работников топ-менеджмента. Стимулирование труда данной категории работников осуществляется в непосредственной взаимосвязи с ключевыми показателями эффективности деятельности (КПЭ) предприятия.

Оценка эффективности деятельности на основе системы КПЭ в корпорациях с государственным участием с 2014 г. является обязательной к исполнению. Распоряжением Правительства Российской Федерации от 27.06.2019 г. № 1388-р утверждены новые методические рекомендации по применению с 01.01.2020 г. новых КПЭ госкомпаниями для формирования вознаграждения их руководящего состава.

SPECIFICITY OF THE DEVELOPMENT OF SYSTEMS OF MATERIAL STIMULATION IN COMPANIES WITH STATE PARTICIPATION IN MODERN ECONOMIC CONDITIONS

Yu.A. Degtyarev yu.a.degtyarev@vpk.npomash.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

The paper discusses modern approaches to the construction of material incentive systems for employees of state corporations of the military-industrial complex, taking into account various external and internal factors, as well as the specifics of local "subsystems" of remuneration depending on the categories of workers.

АНАЛИЗ КЛЮЧЕВЫХ ПРОБЛЕМ И ПЕРСПЕКТИВ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ РОССИИ

А.С. Подрезов

Vdubus@yandex.ru

В.А. Дадонов

dadonov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Анализ ключевых проблем и перспектив космической отрасли может способствовать выходу из системного кризиса, который наблюдается сегодня, и возвращению России на лидирующие позиции.

Современное положение России в космической отрасли во многом является результатом реализации комплексной космической программы и передовых достижений индустрии СССР. Однако жесткая конкуренция с США и новым игроком на космическом рынке — Китаем — требует сегодня значительных опережающих разработок. Решение этой сложнейшей задачи тормозится рядом негативных факторов.

В советскую эпоху после Второй мировой войны в развивающийся космический сектор были привлечены лучшие, самые яркие российские специалисты и необходимые инвестиции. Это во многом определило высокие темпы развития отечественной космонавтики, рост ее популярности и перспективности. Но начиная с 90-х гг. прошлого века сворачивание и замораживание ряда программ, острая нехватка государственного финансирования привели к значительному снижению привлекательности космической карьеры, оттоку молодых кадров из отрасли. Отчасти это связано с низкой заработной платой в космическом секторе. Кроме того, в соответствии с российским законом о государственной тайне работникам отрасли запрещается выезжать за пределы России, что является большим препятствием для молодых специалистов.

В последние годы происходит сокращение бюджетного финансирования космической отрасли на фоне экономического роста. В 2014 г. планировалось выделить на реализацию десятилетней космической программы около 70 млрд долл. США. Однако резкое снижение цен на нефть и введение международных санкций против России в 2016 г. привело к тому, что правительство одобрило только 20,5 млрд долл. США.

Еще один негативный фактор — падение качества производимых ракет и увеличение брака их комплектующих. Так, с 2010 по 2018 г. в России произошло 15 неудачных запусков ракет-носителей. Это больше чем у любой другой космической державы. Наряду с этим наметился явный тренд на снижение общего количества запусков. В 2018 году по этому показателю Россия заняла 3-е место после США и Китая [1].

Для решения обозначенных проблем необходимо прежде всего повышать качество высшего образования будущих специалистов ракетно-космической отрасли и престижность их труда. Требуется пересмотреть не только зарплату специалистов и повысить ее, но и способствовать формированию на предприятиях отрасли определенного духа корпоративной культуры [2].

Другой перспективой для подъема российской космонавтики должно стать ее инновационное развитие. За счет продуктовых, технологических, организационно-управленческих инноваций можно добиться снижения затрат на разработку и производство при непрерывном повышении качества изготавливаемой космической техники. Именно за счет данных инноваций возможно снижение себестоимости конструирования ракет и других космических аппаратов. В настоящее время остро стоит вопрос о том, как обеспечить высокий уровень технической поддержки запусков. Решение этой проблемы позволило бы увеличить количество контрактов на поставку спутников для стран третьего мира. В этом случае Россия сможет потеснить на данном сегменте рынка США.

Кроме того, снижение стоимости запусков новых ракет будет способствовать повышению конкурентоспособности отечественных ракетоносителей [3].

Современная мировая тенденция развития частной космонавтики могла бы способствовать укреплению позиций космической отрасли России благодаря притоку новых инвестиций и формированию здоровой конкуренции. Но развитие частного сектора в настоящее время в России затруднено, так как ГК «Роскосмос» является замкнутой государственной корпорацией, которая сама формирует госзаказ и распределяет его между предприятиями, входящими в Объединенную ракетно-космическую корпорацию. Поэтому частные компании в России не могут рассчитывать на поддержку государства даже при формировании пакета заказов, не говоря уже о грантах и инвестициях.

Так же для улучшения позиций ГК «Роскосмос» на мировом рынке необходимо усилить защиту интеллектуальной собственности, так как уже США, Китай и Европа переняли технологию изготовления и конструирования космической техники, что, в свою очередь, негативно сказалось на общем количестве заключенных контрактов с российской корпорацией.

В настоящее время ГК «Роскосмос» надо ответить на вопрос: что делать с освоением космоса дальше? Есть спутники, есть отечественная навигационная система ГЛОНАСС, создание космической орбитальной станции — вопрос времени и целесообразности. Эта отрасль очень дорогостоящая, поэтому все издержки и расходы должны покрываться за счет доходов, а это возможно только в случае коммерциализации инновационных разработок, как это делается в настоящее время. Однако выход в открытый космос, изучение планет и космического пространства представляет интерес для науки и фундаментальных исследований, но практическая реализация и обоснование затрат на это могут вызывать новые вопросы и сомнения.

Решение обозначенных ключевых проблем, безусловно, будет способствовать выходу российской космической отрасли из системного кризиса и возвращению лидирующих позиций на международном уровне.

Литература

- [1] Хайфак. [Электронный ресурс]. URL: <https://hifak.ru/ctatistika-kosmicheskikh-zapuskov-po-stranam-2018/>
- [2] Власенко А.В., Задунцова А.Э. Перспективы развития ракетно-космической отрасли в России // Экономика и управление в XXI веке / под общ. ред. С. С. Чернова. Новосибирск: Издательство ЦРНС, 2017. С. 160–165.
- [3] Юдина З.А. Реструктуризация ракетно-космических предприятий // Производственный менеджмент / под общ. ред. С.С. Чернова. Новосибирск: Изд-во НГТУ, 2015. С. 185–190.

ANALYSIS OF KEY PROBLEMS AND PROSPECTS OF DEVELOPMENT OF THE RUSSIAN SPACE INDUSTRY

A. Podresov

Vdubus@yandex.ru

V. Dadonov

dadonov@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

An analysis of the key problems and prospects of the space industry can help overcome the systemic crisis that is observed today and return Russia to its leading position.

КОММЕРЦИАЛИЗАЦИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ: КЛЮЧЕВЫЕ ТРЕНДЫ СОВРЕМЕННОСТИ

С.Г. Камолов
Д.А. Миракова

skamolov@yahoo.com
damirakova@gmail.com

Московский государственный институт международных отношений МИД России

Исследование сфокусировано на выявлении особенностей стратегий различных стран по коммерческому использованию космоса, обобщении зарубежного опыта разработки и применения механизмов привлечения частных инвестиций в космическую отрасль, а также в систематизации данных о коммерческих запусках спутников и группировки новых стран — участниц космической деятельности в соответствующие категории на основе анализа статистической информации.

Исторически освоение космоса представляло собой деятельность по мирному исследованию и использованию космического пространства. К концу XX в. в мировой космонавтике произошли серьезные изменения. Многие отрасли производства и услуг в мировой экономике получили дополнительные ощутимые импульсы развития от кооперации с предприятиями, занятыми космической сфере. С начала XXI в. космическая деятельность стала объектом повышенного внимания не только отдельных государств, но и глобальных корпораций, а также нового поколения технологических предпринимателей. Возросла роль международного сотрудничества в области освоения космоса, началась коммерциализация космической деятельности. На сегодняшний день мировой космический сектор демонстрирует стабильное и динамичное развитие, что обусловлено процессами активного трансфера передовых космических технологий из оборонной сферы в гражданскую, появлением на этой основе широкого комплекса коммерческих товаров и услуг, связанных с космическими разработками и ракетно-космической индустрией в целом. Вышеперечисленные факторы способствуют коммерциализации различных видов космической деятельности и научно-техническому прогрессу космической промышленности, разработке и реализации космических технологий, что, в свою очередь, значительно усиливает отраслевую конкуренцию на мировом, межрегиональном, межгосударственном и национальном уровнях.

В XX в. производство ракет-носителей и космических аппаратов рассматривалось как сфера со слабым коммерческим потенциалом, ориентированная на фундаментальные научные или оборонные цели: технологии являлись объектом государственной тайны, а производственные и инновационные циклы считались чрезмерно длительными. Сегодня производные космические рынки — навигационные услуги, дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ), а также эксплуатация спутников связи и передачи данных — являются привлекательными для частных инвесторов [1].

Растущий интерес частных компаний к космосу сопровождается возникновением специализированных совместных предприятий и подразделений по «генерации» инновационных идей [2]. Коммерциализация космической деятельности предоставляет предпринимателям большие возможности, позволяет получать существенный доход не только разработчикам космических систем, но и пользователям. Поддержка и развитие космической промышленности за счет приоритетного развития партнерских отношений с малыми и средними предприятиями является универсальным подходом для большинства стран, активно поддерживающих космическую отрасль. Государства, которым удалось сбалансировать экономические интересы правительства и частных инвестиционных групп на уровне государственной политики, демонстрируют высокую степень готовности к коммерциализации и выходу на мировой рынок космических товаров и услуг. В США, Японии, Великобритании, Германии и Франции активно

создаются венчурные компании, объем инвестиций в которые с 2000 по 2016 г. составил порядка 13,3 млрд долл. США [4]. На этом фоне на мировом космическом рынке появляются «космические компании» («space companies») и «космические стартапы» («start-up space ventures») [3].

В работе анализируются статистические данные, предоставленные Управлением ООН по вопросам космического пространства (United Nations Office for Outer Space Affairs, UNOOSA), сведения информационного ресурса «Индекс объектов, запускаемых в космическое пространство» (The Online Index of Objects Launched into Outer Space), а также авторами представляется сводная классификация стран-участников, занимающихся космической деятельностью, и рассматриваются совокупные данные о космических малых и средних предприятиях в разбивке по странам по состоянию на 2019 г.

Литература

- [1] Фролов И.Э. Развитие мировых высокотехнологичных производств и космические рынки: сможет ли космонавтика стать новым глобальным нововведением? // Экономическая наука современной России, 2017. № 4. С. 47–57.
- [2] Яник А.А. К концепции «космической экономики» // Тренды и управление. 2018. № 1. С.51–66.
- [3] Bryce Space and Technology, LLC «Start-Up Space: Updated on Investment in Commercial Space Ventures», 2019. 38 с.
- [4] International Space University «A roadmap for Emerging Space States. Final report», Space Studies Program 2017. 34 с.

COMMERCIAL SPACE: KEY MODERN TRENDS

S.G. Kamolov
D.A. Mirakova

skamolov@yahoo.com
damirakova@gmail.com

MGIMO University

The survey sought to expose the particularities of various countries' strategies on the commercial use of outer space, generalize foreign experience in the development and application of mechanisms to attract private investment in the space industry, as well as systematize data on commercial launches and marshal new countries participating in space activities into relevant categories based on the analysis of statistical information.

ТРЕБОВАНИЯ К ИНФОРМАЦИОННЫМ СИСТЕМАМ ПО УПРАВЛЕНИЮ ЖИЗНЕННЫМ ЦИКЛОМ ПРОДУКЦИИ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

А.А. Андреева
Е.И. Пономарева

a.andreeva.98@mail.ru
ponomareva.evgeniya29@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Раскрываются ключевые элементы управления жизненным циклом продукции в ракетно-космической отрасли с использованием информационных систем для оптимизации и цифровизации производства промышленного предприятия, анализируются их взаимосвязи и в рамках стратегического управления организацией.

Развитие космической отрасли является одним из ведущих направлений для развития экономики Российской Федерации. Высокая конкуренция в данном секторе и задача поддержания стратегического превосходства требует постоянного совершенствования информационных систем. В управлении современным ракетно-космическим предприятием используется множество информационных систем, ориентированных на оптимизацию деятельности организации.

Передовой опыт мировых промышленных корпораций (например, Boeing и Airbus) свидетельствует о том, что проектирование и производство технически сложных изделий в современных условиях становится невозможным без использования CALS-технологий (Continuous Acquisition and Life cycle Support — непрерывная информационная поддержка всех этапов жизненного цикла изделий) [1].

Разнообразие направлений создания космических технологий привело к созданию систем, в основе которых лежат различные информационные технологии. Все их можно разделить на три группы [2]:

- 1) автоматизированные системы (АС) разработки изделий (CAE/CAD, PM и PDM);
- 2) АС управления производством и бизнесом предприятия (CAM, ERP, MRP-2, SCADA, MES, OLAP и др.);
- 3) АС управления бизнесом предприятия за его пределами (CRM, SCM, PLM).

Существует взаимосвязь между PDM-системой и АС по группам. Рабочие чертежи, которые содержатся в PDM-системе, используются для определения номенклатуры, количества материалов, расчета трудоемкости для второй группы автоматизированных систем. Соответственно существует и обратная связь между данными системами; таким образом, например, при отсутствии необходимых материалов через все АС формируются извещения о технических ошибках, предложенных изменениях и улучшениях.

На разных этапах жизненного цикла продукции используются свои информационные системы.

Среди наиболее популярных на рынке систем управления жизненным циклом можно назвать Enovia SmarTeam, Lotsia PLM, Windchill, TeamCenter, T-FLEX DOCs, ЛОЦМАН:PLM, 1С: PDM. Однако следует отметить, что космическая отрасль характеризуется рядом специфических особенностей, накладывающих ограничение на применение типовых программных решений по управлению жизненным циклом изделий [3]. Так, в частности, в АО «ИСС им. академика М.Ф. Решетнёва» используют ряд программ, которые применяются при проектировании изделий, а именно ECAD-САПР Altium Designer R9 (разработка электрической схемы и топологии печатной платы), MCAD-САПР SolidWorks 2009 SP9 (разработка трехмерной модели), СУД Enovia SmarTeam V5R19 (структурированное хранение и управление информации об изделии) [4]. С использованием средств COM-технологии было разработано программное обеспечение интеграции Altium Designer с Enovia SmarTeam. Данное ПО написано на языке C# с использованием MS Visual Studio. С использованием данной информационной технологии были разработаны следующие программные решения:

- набор необходимых функций для изменения состояния жизненного цикла разнотипных взаимозависимых объектов проектирования;
- набор функций для формирования текстовых конструкторских документов (спецификация, ведомость покупных изделий и др.).

Для полноценного функционирования жизненного цикла информационных систем в ракетно-космической отрасли необходимо полное сопровождение на протяжении всех этапов развития ИС. Для цифровизации производства и жизненного цикла продукции актуально внедрение PLM-систем. Данная технология дает доступ к полному взаимодействию производителей и автоматизации ИС предприятий. PLM-система становится, в свою очередь, интегратором в системы ERP, CRM, САПР [4]. PLM-система

позволяет достичь следующих результатов при оптимизации производственных процессов:

- сокращение срока выпуска нового изделия на рынок;
- повышение качества выпускаемой продукции;
- минимизация времени простоя техники, которая используется;
- сокращение трудоемкости обслуживания.

Немаловажную роль на предприятиях ракетно-космической отрасли в рамках жизненного цикла продукции занимает ситуационно-аналитический центр, с его помощью предоставляется информация о текущем положении информационной системы. Также он позволяет своевременно оценить произошедшие изменения в космической отрасли, провести анализ и внести изменения на всех этапах жизненного цикла производства. Постоянный мониторинг состояния системы дает возможность своевременно выявить существующие проблемы и оптимизировать существующие бизнес-процессы для усовершенствования работы информационной системы.

Таким образом, оптимизация процессов жизненного цикла с использованием информационных систем в ракетно-космической отрасли составляет основу для решения проблем на всех этапах ЖЦ продукции, что позволяет повысить качество и эффективность в сфере управления отдельными продуктами и предприятием в целом. Интегрированная система управления, цифровизация производства и жизненного цикла изделия позволит сократить издержки и оптимизирует работу техники.

Литература

- [1] Щеглов Д.К. Методика выбора PDM-системы для предприятия ракетно-космической отрасли // Инновации. 2011. № 5 (151). С. 107–108.
- [2] Щеглов Д.К. Методика выбора PDM-системы для предприятия ракетно-космической отрасли // Инновации. 2011. № 5 (151). С. 110–114.
- [3] Вичугова А.А. Модели и алгоритмы автоматизированного управления жизненным циклом разнотипных взаимозависимых объектов в интегрированной информационной среде. [Электронный ресурс]. URL: https://sibsutis.ru/upload/iblock/cbd/259_autoreferat_vichugovaaa.pdf
- [4] Картамышев А.С., Мурыгин А.В. Подход к созданию интегрированной информационной системы управления на предприятиях ракетно-космической отрасли // Вестник СибГАУ. 2016. Т. 17, № 1. С. 50–55.

INTEGRATION OF INFORMATION SYSTEMS TO SUPPORT THE PRODUCT LIFE CYCLE IN THE ROCKET AND SPACE INDUSTRY

A.A. Andreeva
E.I. Ponomareva

a.andreeva.98@mail.ru
ponomareva.evgeniya29@gmail.com

Bauman Moscow State Technical University

The article reveals the key elements of product life cycle management in the rocket and space industry using information systems to optimize and digitalize the production of an industrial enterprise, their interrelations and within strategic management of the organization are analyzed.

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Д.П. Бразин

brg.dmitriy@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Раскрывается сущность аддитивных технологий, преимущества ее применения в отечественной авиакосмической отрасли. Рассматриваются тенденции развития мирового и российского рынка, анализируются возможности наращивания темпов развития аддитивных технологий в России.

Аддитивные технологии (Additive Manufacturing), которые несколько десятилетий назад казались чем-то недостижимым, сегодня с успехом используются в самых разных сферах. Данная технология предполагает изготовление физического объекта методом послойного нанесения материала в отличие от традиционных методов формирования детали за счет удаления материала из массива заготовки. Сам термин «аддитивность» (от лат. *additivus* — прибавляемый) отражает основной принцип этого процесса.

При использовании аддитивных технологий все стадии реализации проекта находятся в единой информационно-технологической цепи, где каждая операция выполняется в цифровой системе проектирования, моделирования и расчетов или системе механообработки [1].

Сама суть аддитивного производства — в сложении, а не в вычитании: если в традиционном производстве вначале имеется заготовка, от которой потом отсекается все лишнее, то в случае с аддитивными технологиями новое изделие создается буквально из ничего, а точнее, из расходного материала. С точки зрения предприятия это означает переход к технологиям электронного документооборота, когда для изготовления детали не требуется бумажная чертежная документация.

Революционность идеи аддитивного производства заключается в том, что разработанные 3D-модели можно мгновенно передавать по сети на производственную площадку в любую точку мира. Таким образом, в корне меняется традиционный уклад производства: 3D-принтер не только добавляет производству мобильности, но и может заменить огромное количество оборудования на обычном заводе.

Другим преимуществом применения данной технологии является снижение числа комплектующих частей создаваемых деталей. Например, изготовление обычным методом топливной форсунки для реактивного двигателя требует около 20 разных запчастей, которые нужно соединить с помощью сварки. Применение же 3D-печати позволяет намного быстрее создавать форсунку из специального материала.

Как следствие, экономия исходного сырья и минимизация отходов. Аддитивные технологии позволяют в производстве использовать ровно столько материала, сколько требуется для конкретной детали (при изготовлении традиционным способом потери сырья могут составлять до 85 %).

Экономия сырья имеет еще одно преимущество — снижение веса готовой детали, что крайне актуально для авиакосмической промышленности. Еще одна сильная сторона аддитивного производства — штучное изготовление изделия любой формы [2].

Можно сказать, что 3D-технологии медленно, но верно завоевывают авиакосмический рынок. На многих российских авиационных и космических предприятиях действуют отделы, которые занимаются инновационным производством, а также центры быстрого прототипирования (ПАО «ОДК-Сатурн», ПАО «Объединенная авиастроительная корпорация» и др.). В корпорации «Оборонпром», в государственной корпорации

«Ростех» создаются центры технологических компетенций (одним из направлений исследования как раз являются 3D-технологии).

Среди профессионалов отрасли уже есть понимание, что в метрологии и реверс-инжиниринге сегодня не обойтись без 3D-сканеров. Эти устройства помогают повысить эффективность авиакосмического производства, на котором серийно изготавливают отливки. На основе чертежей создается эталонная модель, затем отлитые модели сканируют и определяют отклонения от эталона. Полученные данные 3D-сканирования можно использовать в управляющей программе для станка с числовым программным управлением, чтобы обрабатывать отлитые модели до состояния, близкого к идеальному.

В случае, если необходимо создать большую литьевую деталь, предприятие может сэкономить время и деньги и напечатать на 3D-принтере модель. В долгосрочной перспективе многие компании рассматривают 3D-печать металлом отдельных конструктивных элементов. Правда, в отечественном производстве пока не используется массовое серийное аддитивное производство компонентов для самолетов и космических аппаратов, но это лишь вопрос времени.

Согласно информации консалтинговой компании Frost & Sullivan, характерными тенденциями мирового рынка аддитивных технологий авиакосмической промышленности в обозримом будущем будут:

- увеличение доли деталей, изготавливаемых с использованием аддитивных технологий;
- стремительное развитие технологий 3D-печати, снижение сроков и стоимости производства за счет применения гетерогенных материалов;
- применение 3D-печати для создания быстропереналаживаемых производств, позволяющих сократить время от этапа разработки концепции до создания опытного образца более чем на 70 %;
- рост объема финансирования научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ (НИОКР) в сфере аддитивного производства;
- консолидация рынка путем формирования консорциумов, объединяющих предприятия, исследовательские центры и университеты, а также объединение бывших конкурентов;
- создание специализированных организаций с целью объединения усилий компаний и научных кругов, занимающихся разработкой решений для аддитивного производства;
- удешевление производства за счет снижения стоимости оборудования и повышения доступности технологий [3].

Рассматривая Россию с точки зрения вклада в общий рынок аддитивных технологий, можно сказать, что она сильно отстает от остальных технологически развитых стран. Причем отставания отмечаются по всем основным направлениям: производство оборудования для 3D-печати, масштаб применения технологий в ключевых промышленных отраслях, производство сырья и вспомогательных материалов и т. д. Согласно данным на 2018 г., доля Российской Федерации на мировом рынке аддитивных технологий составляет около 1 %.

Для исправления ситуации необходимо стимулировать разработки в области аддитивного производства в России с помощью государственного субсидирования (компенсации затрат предприятий на производство и НИОКР) и прямых инвестиций. В настоящее время одним из крупнейших игроков, оказывающих финансовую поддержку проектам в сфере отечественных аддитивных технологий, является Фонд развития промышленности, выдающий компаниям льготные займы.

Для наращивания своих позиций на мировом рынке отечественной промышленности необходимо не только внедрять аддитивные технологии на своем производстве, но и следовать современным тенденциям:

- отказ от использования треугольных и цилиндрических форм в традиционном производстве в пользу гранул и порошковых материалов в 3D-печати;
- улучшение механических, химических и термических характеристик (что особенно важно в авиакосмической отрасли) готовой продукции за счет применения металлопорошков и углеродистого волокна;
- снижение погрешности при изготовлении изделий и повышение точности производства вследствие улучшения систем компьютерного проектирования и моделирования [4].

В ближайшем будущем оптимизация характеристик и развитие аддитивных технологий позволит повысить точность, скорость и качество 3D-печати, что позволит увеличить вдвое скорость работы и значительно уменьшить стоимость 3D-принтеров.

Литература

- [1] Зленко М.А., Нагайцев М.В., Довбыш В.М. Аддитивные технологии: пособие для инженеров. М.: ГНЦ РФ ФГУП «НАМИ». 2015. С. 6–10.
- [2] Аддитивные технологии в действии. [Электронный ресурс] // Официальный сайт российской государственной корпорации «Ростех». URL: <https://rostec.ru/news/additivnye-tehnologii-v-deystvii/> (дата обращения 22.10.2019).
- [3] Аддитивное производство (Additive Manufacturing). [Электронный ресурс] // Информационный портал TAdviser. URL: <http://www.tadviser.ru/index.php/> Статья: Аддитивное_производство_(Additive_Manufacturing) (дата обращения 23.10.2019).
- [4] Технологии аддитивного производства — рынок, тенденции и перспективы до 2025 г. [Электронный ресурс] // Специализированный журнал «Металлоснабжение и сбыт». URL: <https://metalinforu.ru/news/100367> (дата обращения 23.10.2019).

PROSPECTS FOR THE DEVELOPMENT OF ADDITIVE TECHNOLOGIES IN THE AEROSPACE INDUSTRY

D.P. Bragin

brg.dmitriy@gmail.com

Bauman Moscow State Technical University

The essence of additive technologies, the advantages of its application in the national aerospace industry are revealed. Trends in the development of the global and Russian market are considered, and the possibilities of increasing the pace of development of additive technologies in Russia are analyzed.

PDM-СИСТЕМЫ КАК ОДИН ИЗ ФАКТОРОВ КОНКУРЕНТОСПОСОБНОСТИ ПРЕДПРИЯТИЙ АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

А.Д. Вашлаев

a.d.vashlaev@bmstu.ru

О.А. Калинина

olya.calinina@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Выполнен анализ основных тенденций авиакосмической отрасли Российской Федерации. Описаны основные перспективы применения CALS-технологий и PDM-систем на совре-

менных предприятиях промышленности. Обоснована необходимость их внедрения на ключевых авиакосмических предприятиях.

Авиакосмическая отрасль промышленности является одним из тех макронаправлений, которое играет важную роль в экономике Российской Федерации. Это один из наиболее наукоемких высокотехнологичных секторов, в котором занято огромное количество квалифицированных кадров. Объемы производства и стоимость военной авиационной и космической продукции значительно опережают аналогичные показатели других отраслей оборонно-промышленного комплекса, составляя при этом более половины экспорта вооружений страны.

Авиакосмическая промышленность — это та отрасль машиностроения, которая постоянно развивается. В настоящее время человечество приближается к модели цифрового информационного общества, где цель ИТ-технологий состоит в ускорении, удешевлении и упрощении процессов обработки информации и применительно к сфере авиастроения — в разработке сверхновых машин, отвечающих всем требованиям современного оборонно-промышленного комплекса. Таким образом, авиакосмическая отрасль становится тем сектором экономики, который впитывает в себя максимально возможное количество инновационных технологий.

Современные условия деятельности крупных авиакосмических концернов характеризуются все более жесткой конкурентной борьбой на международном рынке, целевыми потребителями на которых могут выступать целые страны. Также положение дел в отрасли зачастую сопровождается повышением сложности производимой продукции, что может стать существенной проблемой для компаний, не успевающих за темпами технологического развития.

Современный рынок авиакосмической продукции диктует следующие требования к авиастроительным корпорациям:

- жесткие временные рамки процесса проектирования, тестирования и производства изделия, организации его продажи;
- необходимость минимизации затрат, связанных с созданием и сопровождением изделия на стадии послепродажного обслуживания;
- необходимость повышения качества процессов производства и контроля качества.

Одним из наиболее перспективных способов решения поставленных рынком задач могут выступить ставшие в последнее десятилетие особенно популярными новые информационные CALS-технологии сквозной поддержки сложной наукоемкой продукции на всех этапах ее жизненного цикла, начиная от маркетинга и заканчивая утилизацией.

CALS — это бизнес-стратегия, которая позволяет более эффективно разрабатывать продукты, осуществлять бизнес-транзакции и администрирование бизнеса, используя цифровые данные для комплексного реформирования и стандартизации бизнес-процессов и применения международных стандартов к бизнес-процессам [1]. Согласно зарубежному опыту внедрения, такие автоматизированные технологии позволяют повысить качество производимой продукции на 30 и более процентов. Целью применения CALS-технологий является повышение эффективности деятельности за счет ускорения процессов исследования и разработки продукции, придания изделию новых свойств, сокращения издержек в процессах производства и эксплуатации продукции, а также повышения уровня сервиса в процессах ее эксплуатации и технического обслуживания.

Рост ожиданий потребителей и стремление предприятий находить более эффективные способы ведения дел оказали огромное давление на цифровые технологии. Один процент улучшений может обеспечить значительную экономию средств, а более

качественное обслуживание может обеспечить более высокую лояльность клиентов. Последние годы характеризуются широкой компьютеризацией всех видов деятельности человечества: от решения традиционных интеллектуальных задач научного характера до автоматизации производственной, торговой, коммерческой, банковской и других видов деятельности. Авиакосмическая промышленность, как часть аэрокосмической отрасли, использует самые лучшие достижения науки, самые новые технологии, самые передовые технические решения. Процесс проектирования самолетов, вертолетов, летательных аппаратов включает решение следующих задач:

- определение внешнего вида летательного аппарата;
- изготовление подобных моделей летательных аппаратов;
- выполнение технико-экономических исследований;
- выполнение инженерных расчетов;
- проектирование и другие важные работы и исследования.

PDM (Product Data Management) — организационно-техническая система, которая относится к CALS-системам, обеспечивает управление всей информацией об изделии. Впервые PDM были применены в авиационной и автомобильной промышленности [2]. Именно в этих областях разработка новых продуктов в первую очередь потребовала инструмента для управления совместной работой его многочисленных ресурсов, и для этого были веские причины. PDM больше не ограничивается авиационной или автомобильной промышленностью, поскольку процессы разработки, производства и, наконец, выпуска большинства продуктов сегодня могут быть столь же трудоемкими и сложными. В рамках PDM основное внимание уделяется управлению и отслеживанию создания, изменения и архивирования всей информации, связанной с продуктом. Информация, хранящаяся и управляемая (на одном или нескольких файловых серверах), будет включать технические данные, такие как модели автоматизированного проектирования (CAD), чертежи и связанные с ними документы. Управление данными о продуктах (PDM) служит центральным хранилищем знаний для истории процессов и продуктов и способствует интеграции и обмену данными между всеми бизнес-пользователями, которые взаимодействуют с продуктами, включая руководителей проектов, инженеров, продавцов, покупателей и группы обеспечения качества. Центральная база данных также будет управлять метаданными, такими как владелец файла и статус выпуска компонентов. Пакет будет контролировать регистрацию и извлечение данных продукта для многопользовательских; осуществлять управление инженерными изменениями и выпусками для всех версий/проблем компонентов в продукте; создавать и манипулировать спецификацией структуры материалов (BOM) для сборок; помогать в управлении конфигурациями вариантов продукта. Это обеспечивает автоматические отчеты о стоимости продукта и т. д. Кроме того, PDM позволяет компаниям, производящим сложные продукты, распространять данные о продукте во весь процесс запуска PLM. Это значительно повышает эффективность процесса запуска. Управление данными о продукте сосредоточено на сборе и поддержании информации о продуктах и/или услугах в процессе их разработки и срока полезного использования.

Современное состояние компьютерных технологий позволяет обеспечить практически любой уровень надежности функционирования аппаратно-информационного комплекса. Давно разработаны технологии восстановления после системных сбоев на серверах и системах корпоративного масштаба. Они могут и должны быть применены при развертывании на предприятии PDM-системы, чтобы гарантировать безопасное хранение данных. Грамотное применение политики сетевой безопасности, своевременное обновление антивирусных баз и программ позволяют выявить вирусы до того, как они начнут действовать в системе, а в случае их проникновения могут бороться практически с любыми их типами. PDM является интеграционной

платформой для существующих на предприятии данных. Современные системы PDM обладают необходимым набором интерфейсов и адаптеров, позволяющих осуществлять интеграцию практически с любой системой на предприятии.

Внедряя данные системы на предприятия авиакосмической промышленности, можно добиться следующих результатов — она сократит сроки подготовки производства, также сократятся валовые издержки и в конечном итоге можно добиться главной цели любого предприятия — стать более конкурентоспособными по сравнению с компаниями-аналогами.

Литература

- [1] CALS-технологии. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.lean-manufacturing-japan.com/scm-terminology/cals-computer-aided-logistics-support.html>
- [2] PDM-система. [Электронный ресурс]. URL: https://en.wikipedia.org/wiki/Product_data_management/

PDM-SYSTEMS AS A COMPETITIVENESS FACTOR OF THE AEROSPACE INDUSTRY'S ENTERPRISES

A.D. Vashlaev
O.A. Calinina

a.d.vashlaev@bmstu.ru
olya.calinina@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

The analysis of the main trends of aerospace industry of the Russian Federation has been carried out. The main perspectives of CALS-technologies and PDM-systems application in modern industrial enterprises have been described. The necessity of their implementation in key aerospace companies has been indicated.

ЭФФЕКТЫ ОТ ВНЕДРЕНИЯ PLM-СИСТЕМ В АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

Т.Г. Попкович

kovic-tanya@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Выполнен анализ актуальных проблем развития авиакосмической отрасли РФ. Проведен анализ целесообразности внедрения технологии Product Lifecycle Management (PLM)-системы на предприятии и предложены мероприятия по внедрению PLM-системы. Предложены решения по совершенствованию качества и конкурентоспособности выпускаемой продукции.

Сегодня перед предприятиями авиакосмической отрасли РФ стоят сложные задачи по формированию и реализации прорывных проектов в соответствующих сегментах авиационного и создания инновационной конкурентоспособной продукции как на отечественном, так и мировом рынках.

Сегодня самолеты нового поколения с принципиально новыми двигателями, конструкцией и бортовым оборудованием создаются в течение 15–20 лет. Большая длительность производственного цикла изготовления продукции, его сложность, уни-

кальность, высокая капиталоемкость определяются видом техники, типоразмером, назначением летательного аппарата. Например, в среднем длительность производственного цикла изготовления магистрального самолета большой пассажировместимости (грузоподъемности) в России составляет около 2–2,5 лет. Для достижения этих целей требуются значительные по величине инвестиции, которые включают затраты на проведение научных исследований, проектирования, изготовления опытных экземпляров продукции, проведения испытаний, технологическую подготовку серийного производства [2]. Существуют и другие проблемы, такие как наличие устаревших и неэффективных производств, отсутствие современных сертифицированных систем управления и контроля качества, недостаток квалифицированных кадров, слабое развитие международного сотрудничества, несоответствие продукции мировым стандартам в сфере послепродажного обслуживания, отсутствие положительной репутации брендов на рынке.

Сегодня для развития отечественного авиастроения недостаточно емкости только национального рынка. Единственно возможным путем развития является выход на мировой рынок, где придется конкурировать с мировыми компаниями-лидерами, встраиваться в международное разделение труда и цепочки международной кооперации.

Одним из инструментов, способным оздоровить отечественное авиастроение является внедрение технологии Product Lifecycle Management (PLM) (управление жизненным циклом продукции (ЖЦП)).

Технология представляет собой организационно-техническую систему, обеспечивающую управление всей информацией о продукции и связанных с ним процессах на протяжении всего его жизненного цикла, начиная с проектирования, производства, эксплуатации и утилизации. Следует отметить, что продукция конкретного вида может находиться на нескольких стадиях жизненного цикла одновременно, например, на стадиях производства, эксплуатации и капитального ремонта. Вся информация, содержащаяся в PLM-системе, формирует «цифровую историю жизни продукции» и должна быть интегрирована в единую информационную систему предприятия.

Внедрение PLM-системы позволит сократить затраты на каждом этапе ЖЦП и тем самым повысить эффективность управления ЖЦП и предприятием в целом, качество и конкурентоспособность выпускаемой продукции. Каждое предприятие должно строить свою систему управления производством, включающую в себя управление информацией о продукции на протяжении всего его жизненного цикла.

Управление ЖЦП направлено на объединение отдельных разделов автоматизации предприятия в единое информационное пространство и реализацию сквозного конструкторского, технологического и коммерческого цикла, включающего подготовку и разработку проекта, производства, эксплуатации и утилизации продукции.

Жизненный цикл авиакосмической продукции, особенно гражданского назначения, очень долг, при этом каждая продукция уникальна. Решение таких сложных и комплексных задач, как обслуживание, логистика и сопровождение авиационной и ракетно-космической продукции, имеет длительный временной отрезок, который может длиться несколько лет [1]. На протяжении всего периода необходимо детально отслеживать реальную информацию о составе каждого изделия с учетом проведенных ремонтов, замен и т. п. Это непросто, и справиться с такими задачами можно лишь при наличии совершенной технологии и продвинутых PLM-средств.

PLM-технология позволяет организовать и обеспечить быстрый и безопасный доступ к информации о продукции на каждом этапе ЖЦП всем специалистам (конструкторам, технологам, инженерам, сотрудникам отдела сбыта, маркетинга, технического обслуживания), кому необходима информация о продукции для осуществления работ, а также партнерам, поставщикам и заказчикам. Также возможна организация

широкого применения технологии электронного макета продукции, прием и использование электронной документации продукции.

Для эффективного функционирования PLM-системы на предприятии недостаточно просто ее установить на рабочих местах и обучить сотрудников использовать ее функциональность, систему необходимо настраивать под конкретные рабочие процедуры предприятия, т. е. внедрять, учитывая все особенности выпускаемой продукции. Компания, которая решила внедрить PLM-систему, необходимо четко понимать для каких бизнес-целей предназначена данная система и как эти цели соотносятся со стратегией конкретного предприятия. Именно стратегии конкретного предприятия определяют приоритет областей внедрения системы и соответственно необходимые для этого средства. Если цели определены, то можно формировать концепцию внедрения и уровень PLM-системы.

Успешность внедрения системы зависит от руководителя проекта, который должен хорошо знать производство, чтобы оптимизировать весь процесс, а не отдельные его звенья, располагать достаточными полномочиями, административным ресурсом, должен объективно быть заинтересованным в успешном завершении процесса и отвечающим за его результат [1].

Правильная постановка цели позволит руководителю проекта составить четкий план внедрения PLM-системы, спланировать загрузку различных служб предприятия с учетом трудоемкости изготовления продукции, переориентировать основные и вспомогательные бизнес-процессы структурных подразделений компании, оптимизировать организационно-управленческую структуру предприятия, решить кадровые вопросы, сформировать идеологии развития PLM на предприятии. Данные мероприятия позволят сократить издержки на каждом этапе ЖЦП, повысить качество и конкурентоспособность выпускаемой продукции.

Литература

- [1] Марьин С.Л. Секреты PLM // Промышленный еженедельник. 2013. № 38. С. 3.
- [2] Государственная программа Российской Федерации «Развитие авиационной промышленности на 2013–2025 годы». 2014. № 303. С. 5–8.

EFFECTS FROM THE IMPLEMENTATION OF PLM — SYSTEMS IN THE AEROSPACE INDUSTRY

T.G. Popkovich

kovic-tanya@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

The analysis of actual problems of development of the aerospace industry of the Russian Federation is presented. The analysis of expediency of introduction of technology of Product Lifecycle Management (PLM) — system at the enterprise is carried out and actions for introduction of PLM-system are offered. Solutions for improving the quality and competitiveness of products are proposed.

РАЗРАБОТКА ПОДХОДА К РАЗВИТИЮ КОМПЛЕКСНЫХ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ КОМПЕТЕНЦИЙ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

А.С. Горбачев

gorbachev@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматривается роль результатов интеллектуальной деятельности в оценке уровня готовности технологий. Делается вывод о том, что в условиях развития аэрокосмической промышленности и диверсификации производства возникают вопросы формирования и управления технологическими компетенциями. Выдвигается гипотеза о необходимости комплексного подхода при рассмотрении технологических компетенций.

В отличие от индустриальной экономики, основанной на физических активах, в условиях современной цифровой экономики ключевую роль играют результаты интеллектуальной деятельности (РИД), которые становятся не только средством производства, но и коммерческим продуктом, а также обеспечивают конкурентоспособность космическим технологиям на мировом рынке.

Компетенцию можно охарактеризовать как набор знаний, практического опыта, навыков и личностных качеств руководителя или специалиста, позволяющих ему качественно решать определенные задачи для достижения определенных результатов, измеримых и описываемых в технологических и экономических терминах. Именно компетенции являются источниками РИД.

Методическая сложность выделения и слабая проработанность процедур формирования, развития и управления компетенциями приводит к тому, что этот важный актив практически не используется. Управление компетенциями является критически важным для реагирования на изменения, происходящие на мировых рынках в целом и в конкретной отрасли в частности [1]. Компетенции являются важной составной частью современной системы управления инновационным развитием предприятия аэрокосмической промышленности.

Чтобы иметь эффективно работающую систему размещения компетенций и управления ими, все бизнес-единицы должны в равной степени понимать сущность рынка и технологической эволюции, а также иметь единую систему управления компетенциями на уровне корпорации, в том числе регламентную базу в виде ряда локальных нормативных актов, утвержденных на уровне руководства [2].

В последние годы отечественные и зарубежные авторы уделяют повышенное внимание изучению технологических компетенций. Технологическая компетенция означает владение командой предприятия определенной технологией, сочетающейся с креативной составляющей сотрудников, т. е. способностью команды творчески усовершенствовать технологию в процессе приобретения опыта ее использования или создать новую технологию, опираясь на владение ее основой, либо решить другую задачу, пользуясь набором инструментов данной компетенции. В мировой науке и практике до сих пор не сформирован единый понятийный аппарат, регламентирующий такие понятия, как технологические знания, технологии и технологические компетенции, что приводит к трудностям в понимании процессов, происходящих в данной области [3]. Однако многие эксперты полагают, что знания, умения и навыки, полученные в сфере технологий при разработке одного продукта, могут быть в дальнейшем полезны при разработке других продуктов в целях диверсификации.

Систематическая оценка достигнутых уровней зрелости позволяет на раннем этапе выявлять и снижать риски, связанные с несвоевременным выполнением со-

ответствующих проектов и программ, превышением выделенного на их реализацию бюджета. Тем не менее отечественные стандарты по УГТ, в частности, ГОСТ Р 58048–2017 «Трансфер технологий. Методические указания по оценке уровня зрелости технологий», определяют лишь оценку готовности технологий (ОГТ) и оценку готовности производства (ОГП) [4]. ОГТ предусматривает оценку зрелости всех критических элементов технологии, применяемых в соответствующей технологии или системе с ее применением, и используется для оценки и снижения рисков, связанных с организацией и последующим производством для проектов разработки новых технологий. С другой стороны, высокая оценка непосредственно технологии и производственных аспектов не гарантирует ее успех на отраслевом рынке при отсутствии должной степени подготовки кадров.

В современных условиях ограниченности государственного финансирования НИОКР оценка текущего состояния разрабатываемых технологий и перспектив их развития становится критичной. Согласно теории ограничений Голдратта, поиск и управление ключевым ограничителем системы предприятия предопределяет эффективность его деятельности. Правильно выбрав минимум самых важных действий, можно быстро получить значительную часть от планируемого полного результата, при этом, согласно закону Парето, дальнейшие улучшения неэффективны и могут быть неоправданны.

Таким образом, все более актуальными становятся вопросы диверсификации производства, подразумевающие переориентацию рынков сбыта и тесно связанные с оценкой уровня готовности технологий. При этом существующие концепции расчета показателей уровня готовности технологий (УГТ), используемые для оценки состояния вновь разрабатываемых или приобретаемых технологий и компонентов сложных технических систем, несовершенны и требуют дальнейшего развития.

Очевидно, что нарастает необходимость внесения изменений в существующие российские нормативно-правовые акты и стандарты, а также разработки организационно-экономического механизма развития технологических компетенций в промышленности, предусматривающего образование некоего интегрального показателя уровня готовности с учетом технологических компетенций. Более того, возникает потребность в комплексном рассмотрении технологических компетенций в рамках единой производственной системы промышленного предприятия и формировании понятия «комплексные технологические компетенции» (КТК).

Литература

- [1] Каширин А.И., Баранов Е.А., Каширин П.А. Диверсификация и уникальные технологические компетенции // Инновации. 2019. № 1 (243). С. 18–25.
- [2] Управление компетенциями в корпоративной практике: монография / А.И. Каширин, А.С. Семенов, В.В. Стеналюк, П.Г. Филиппов, А.А. Островская, Т.В. Кокуйцева. М.: РУДН, 2018. 137 с.
- [3] Диверсификация, компетенции, проблемы и задачи. Новые возможности / С.В. Чемезов, Н.А. Волобуев, Ю.Н. Коптев, А.И. Каширин // Инновации. 2017. № 4 (222). С. 3–26.
- [4] ГОСТ Р 58048–2017. Трансфер технологий. Методические указания по оценке уровня зрелости технологии. М.: Стандартинформ, 2018. 42 с.

DEVELOPMENT OF AN APPROACH TO THE DEVELOPMENT OF INTEGRATED TECHNOLOGICAL COMPETENCIES IN THE AEROSPACE INDUSTRY

A.G. Gorbachev

gorbachev@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

The role of the results of intellectual activity in assessing the level of readiness of technologies is considered. It is concluded that in the conditions of development of the aerospace industry and diversification of production, there are questions of formation and management of technological competencies. The hypothesis of the need for an integrated approach when considering technological competencies is put forward.

РАЗВИТИЕ МЕТОДОВ ГИБКОГО УПРАВЛЕНИЯ ИТ-ПРОЕКТАМИ В КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ: ЗАРУБЕЖНЫЙ ОПЫТ И ОТЕЧЕСТВЕННАЯ ПРАКТИКА

Д.А. Коренькова

korenkova.bmstu@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Выполнен анализ и обобщение передового зарубежного опыта и отечественной практики применения методов гибкого управления ИТ-проектами в космической отрасли промышленности. Рассмотрены актуальные проблемы и перспективы дальнейшего развития используемых информационно-аналитических инструментов.

Программное обеспечение является важнейшим элементом современных космических систем, а его разработка, тестирование и внедрение — критически важными процессами, существенно влияющими на планово-экономические параметры проектов. Как известно, именно ошибки в программном обеспечении нередко приводят к серьезным проблемным ситуациям при реализации космических программ и становятся одним из ключевых факторов риска в космической деятельности.

Общей тенденцией современной практики управления ИТ-проектами в ведущих зарубежных и отечественных компаниях космической отрасли является переход от традиционной каскадной (waterfall) к гибкой (agile) модели. Гибкое управление обеспечивает снижение рисков путем сведения проекта к серии коротких итераций (sprints), при этом в результате каждой итерации создается работоспособный ИТ-продукт с нарастающей функциональностью. Такой способ организации работ позволяет достичь требуемых характеристик качества финального программного продукта без превышения сроков и лимитов по ресурсам.

Анализ и обобщение опыта развития методов гибкого управления ИТ-проектами в космической отрасли позволяют выделить следующие подходы к их практическому применению.

Консервативный подход реализуется в NASA. Его суть сводится к тому, что традиционные каскадные методы используются для общего планирования и финальной интеграции результатов ИТ-проектов в соответствии со стандартными директивами, а итерационные agile-методики — для оперативного управления и корректировки хода выполнения ИТ-проектов исходя из достигнутых промежуточных результатов. Специалисты NASA утверждают, что «чистый» agile-метод подходит только для ИТ-разработок

в небольшом коммерческом стартапе, но не для выполнения сложных космических программ, при которых приоритетной задачей является не быстрый рыночный успех, а тщательное документирование, оценка рисков и интеграция ИТ-проектов [1].

Радикальный подход применяется в SpaceX — частной компании, которая активно использует agile-методики и в то же время стабильно осуществляет успешные космические запуски. В отличие от NASA здесь методы гибкого управления используются для общего планирования, управления ресурсами и персоналом ИТ-проектов. Компания активно взаимодействует по схемам аутсорсинга с внешними ИТ-контакторами, которые могут полностью работать на agile-базисе. Критически важные компоненты программного обеспечения итерационно и ежедневно обновляются, автоматическое тестирование также используется повсеместно и ежедневно. Инженеры проводят ежедневные собрания и докладывают о текущем положении дел, на постоянной основе организовано обучение сотрудников agile-методикам [1].

Вместе с тем следует отметить, что именно в сфере сложных взаимодействий между различными командами разработчиков в рамках крупного ИТ-проекта проявляются слабые стороны agile-моделей. Существенной проблемой гибкого управления ИТ-проектами в космической отрасли является недостаточное развитие инструментов международной и кроссотраслевой координации, контроля и интеграции множества программных разработок. Об этом свидетельствует опыт европейской корпорации Airbus Group, которая реализует программы космической и авиационной промышленности и сталкивается с проблемами нахождения разных отделов одного проекта под юрисдикцией различных государств ЕС. В частности, отсутствие эффективных методов контроля привело к ряду провалов в управлении ИТ-проектами международного уровня, когда тестированием и доработкой программного обеспечения занимались недостаточно квалифицированные внешние подрядчики [2].

Российская практика управления ИТ-проектами в космической отрасли следует консервативному подходу, в рамках которого осуществляется постепенное внедрение итерационных адаптивных agile-элементов в области вспомогательных программных продуктов. Корпоративная академия Роскосмоса представила набор обучающих программ, которые позволяют обеспечить требуемый уровень осведомленности о методологиях гибкого управления ИТ-проектами среди сотрудников команд разработки программного обеспечения [3].

Результаты анализа передового зарубежного и отечественного опыта гибкого управления ИТ-проектами в космической отрасли позволяют сделать следующие выводы о перспективных областях их развития. Будем исходить из того, что управление ИТ-проектами предполагает принятие решений в условиях технической и экономической неопределенности, недостатка информации, изменения планово-экономических параметров проектной деятельности. При осуществлении ИТ-проектов в космической отрасли выполняются специфические работы, для которых сложно установить строгие рамки традиционных для проекта параметров — бюджета, сроков и последовательности выполнения работ, качества ожидаемых результатов.

Современные методы гибкого управления проектами отличаются мягкими формами регламентации проектной деятельности и наличием продуктивного механизма внесения изменений в итоговый ИТ-продукт. Практическое использование этих методов предполагает нечеткую постановку задач при оценке состояния и управлении ИТ-проектами. Это обосновывает использование нечетко-интервальной математики и иных методов мягких вычислений (soft computing) для нестроогого и слабо структурированного представления знаний [4].

Разнообразие и разнородность ИТ-проектов в космической отрасли, их реализация в условиях международного сотрудничества также обуславливает необходимость развития универсальных прикладных инструментов многопараметрического анали-

за и визуализации больших объемов технической и организационно-экономической информации. Для решения этих задач представляется целесообразным дальнейшее развитие технологий искусственных нейронных сетей и их встраивание в существующие информационно-аналитические системы управления ИТ-проектами, используемые на предприятиях космической отрасли. Комбинация инновационных организационных и технологических подходов позволит эффективно распределять ресурсы проектов, развивать компетенции участников проектной деятельности и агрегировать корпоративную базу знаний по лучшим практикам и опыту гибкого управления.

Литература

- [1] Agile development brings new challenges for software assurance at NASA // NASA Office of Safety & Mission Assurance. URL: <https://sma.nasa.gov/news/articles/newsitem/2014/09/04/agile-development-brings-new-challenges-for-software-assurance-at-nasa>
- [2] EADS: Centralizing data to speed up R&D decision making. URL: <https://www.sciforma.com/customers/ppm-success-stories/eads-centralizing-data-speed-rd-decision-making>.
- [3] Корпоративная академия Роскосмоса. URL: <https://www.roscosmos.ru/25077/>
- [4] Costantino F, Di Gravio G, Nonino F. Project selection in project portfolio management: An artificial neural network model based on critical success factors // International Journal of Project Management. 2015. Vol. 33, No. 8. Pp. 1744–1754

DEVELOPMENT OF AGILE IT PROJECT MANAGEMENT METHODS IN AEROSPACE INDUSTRY: INTERNATIONAL EXPERIENCE AND DOMESTIC PRACTICE

D.A. Korenkova

korenkova.bmstu@gmail.com

Bauman Moscow State Technical University

The innovative international experience and domestic practices of IT agile project management methods in aerospace industry has been analyzed and generalized. The topical issues and prospects of future usage of current informational and analytical tools were addressed.

РЕАЛЬНЫЕ ОПЦИОНЫ КАК ИНСТРУМЕНТ ОЦЕНКИ ИНВЕСТИЦИОННЫХ ПРОЕКТОВ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

И.А. Кочкин

kochkin.bmstu@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Подход реальных опционов (ROA) показал потенциал для оценки стратегических инвестиционных решений и гибкости управления в ситуациях высокой неопределенности. В рамках ROA проекты рассматриваются как реальные опционы, которые можно оценить с использованием методов оценки финансовых опционов. Данный метод позволяет сохранять возможные варианты инвестирования и извлекать выгоду из потенциальной возможности их реализации, одновременно контролируя вероятные риски. Основная цель исследования — изучить возможность применения подхода реальных опционов для оценки стратегических инвестиционных проектов в ракетно-космической промышленности.

Одним из важнейших элементов развития ракетно-космической промышленности является диверсификация производства, внедрение инноваций. Возможность своевременной реализации новых проектов необходимо обеспечивать эффективным управлением. В существующей высокой конкурентной бизнес-среде все сложнее принимать стратегические инвестиционные решения ввиду неопределенности стратегии развития. Традиционный анализ дисконтированных денежных потоков (DCF) требует более четкой перспективы движения денежных потоков по проекту. Однако в условиях неопределенности классический подход DCF не обеспечивает адекватной оценки стратегических решений, вследствие чего организация планирования процесса диверсификации существенно затрудняется, и данная ситуация требует новых методов оценки инвестиций.

Стратегические инвестиционные проекты обуславливают будущие возможности предприятия и оказывают существенное влияние на ее долгосрочную деятельность, развитие, прибыльность и конкурентные преимущества. Следовательно, для принятия эффективных стратегических решений в отношении капиталовложений, которые повышают ценность для субъекта предпринимательской деятельности, необходимы надежные методики оценки инвестиций. Анализ научной литературы показывает, что целесообразность инструмента оценки инвестиций определяется характеристиками инвестиционного проекта и уровнем неопределенности [1]. Тем не менее независимо от условий неопределенности, присутствующих в среде принятия решений, традиционная модель DCF для оценки стратегических инвестиционных проектов является широко используемой методологией для оценки того, начинать инвестирование проекта или нет. Когда неопределенность высока, стратегические инвестиционные проекты противоречат допущениям DCF, и этот тип анализа обеспечивает неадекватную оценку принятия инвестиционных решений. Поэтому растет интерес к методологии ROA для принятия стратегических инвестиционных решений в динамичных средах [2].

Теория реальных опционов — это применение теории оценки финансовых опционов для оценки реальных активов. Оценивая и управляя стратегическими инвестиционными проектами в условиях неопределенности, данный подход стимулирует упреждающее управление инвестициями и при правильном использовании и признании в реальной управленческой среде может значительно улучшить принятие стратегических инвестиционных решений [3]. Это исследование направлено на изучение осуществимости подхода с использованием реальных опционов относительно традиционного анализа DCF с целью оценки стратегических инвестиционных проектов в ракетно-космической промышленности. Использовалась следующая методология исследования: после систематизации и обобщения научной литературы для анализа особенностей методов оценки стратегических инвестиционных проектов, в частности, анализа DCF и ROA, была рассчитана традиционная модель DCF для анализа стоимости стратегического инвестиционного проекта и подход к оценке с применением метода ROA для возможности диверсификации предприятия.

Вследствие неопределенности многие допущения анализа DCF становятся неадекватными для стратегической оценки инвестиционных проектов. В свою очередь, учитывая уровень волатильности ракетно-космической отрасли и гибкость принятия решений, ROA обеспечивает превосходную связь стратегической интуиции и аналитической корректности, а влияние вводящих в заблуждение допущений устраняется. Следовательно, гораздо более четкое представление о среде принятия стратегических инвестиционных решений можно получить, дополнив анализ DCF методологией оценки реальных опционов. Анализ инвестиционной программы ракетно-космической промышленности показал, что из-за неопределенности, присущей данной отрасли, и необходимости гибко реагировать на возникающие возможности подход с использованием реальных опционов работает эффективнее, чем традиционный

анализ DCF. При расчете чистой приведенной стоимости (NPV) ожидаемая ценность инвестиционного проекта является отрицательной, поэтому предприятие не должно реализовывать проект. Однако при анализе данного проекта с использованием ROA метод продемонстрировал ситуацию, при которой учет волатильности и рисков приводит к результату с положительной стоимостью проекта [4]. Таким образом, анализ DCF не учитывает гибкость управления, недооценивая ценность проекта. Результаты этого исследования показывают, что по сравнению с анализом DCF ROA является более эффективным методом для оценки стратегических инвестиционных проектов, связанных с неопределенностью.

Литература

- [1] Ведерников Ю.В. Модели и алгоритмы интеллектуализации автоматизированного управления диверсификацией деятельности промышленного предприятия / Ю. В. Ведерников, А.Ю. Гарькушев и др. // Вопросы оборонной техники. Сер. 16. Технические средства противодействия терроризму. 2014. № 5–6. С. 61–72.
- [2] Дроговоз П.А., Рассомагин А.С. Обзор современных методов интеллектуального анализа данных и их применение для принятия управленческих решений // Экономика и предпринимательство. 2017. № 3. С. 689–693.
- [3] Будылин М.А. Применение реальных опционов для оценки инвестиционных проектов // Сибирский журнал науки и технологий. 2007. № 4. С. 157–160.
- [4] Гутенев А.В., Кочкин И.А., Степанов А.В. Сравнительный анализ применения моделей Блэка – Шоулза и Кокса – Росса – Рубинштейна для оценки реальных опционов в инвестиционных проектах в промышленности // Экономика и предпринимательство. 2019. № 4. С. 535–543.

REAL OPTIONS AS A TOOL FOR EVALUATING INVESTMENT PROJECTS IN THE ROCKET AND SPACE INDUSTRY

I.A. Kochkin

kochkin.bmstu@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

The real options (ROA) approach has shown the potential for evaluating strategic investment decisions and management flexibility in situations of high uncertainty. Within the framework of the ROA, projects are considered as real options that can be evaluated using the methods of evaluating financial options. This method allows you to save potential investment options and capitalize on the potential for their implementation, while simultaneously controlling probable risks. The main objective of the study is to study the possibility of applying the real options approach to assess strategic investment projects in the context of diversification of the rocket and space industry.

ВНЕДРЕНИЕ ТЕХНОЛОГИЙ ИНТЕЛЛЕКТУАЛЬНОГО АНАЛИЗА ДАННЫХ В УСЛОВИЯХ ЦИФРОВИЗАЦИИ АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Н.О. Курцев

nikolay-kurtsev@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Выполнен анализ актуальных проблем наукоемких производств авиакосмической отрасли. Уделено внимание рассмотрению жизненного цикла наукоемкой продукции. Пред-

ложены пути сокращения продолжительности стадий разработок техники с помощью технологий цифрового производства и интеллектуального анализа данных.

В XXI в. научно-технический прогресс задает новые направления развития ведущих корпораций авиакосмической отрасли, а конкурентная среда стимулирует развитие наукоемких производств. Корпорациям необходимо поддерживать высокий уровень конкурентоспособности, представляя новые модели техники и модернизируя уже существующие. В спектр задач входит работа непосредственно с военной техникой, а также с продукцией потребительского и производственно-технического назначения. В последние десятилетия перед предприятиями оборонной промышленности РФ стоят сложные задачи диверсификации производства и реализации инновационных проектов, которые также должны иметь возможность коммерциализации. Особенно следует обратить внимание на жизненные циклы авиакосмической техники. Жизненный цикл — это период времени с момента принятия решения о проведении научно-исследовательских работ (НИР) по разработке концепции и поиску научно-технических путей создания образца с помощью опытно-конструкторских работ (ОКР) до момента снятия его с эксплуатации. На текущий момент жизненный цикл создания наукоемкой продукции авиакосмической отрасли обладает самой высокой продолжительностью в экономике, что значительно усложняет прогнозирование направлений развития предприятий и их экономических показателей.

Рассматривая жизненный цикл образцов авиакосмической техники, возможно выделить несколько этапов: проведение НИР, исследования и обоснования разработки, проведение ОКР, серийное производство, эксплуатация, послепродажное обслуживание и модернизация. Изобретая инновационные и передовые образцы техники, компании авиакосмической отрасли вынуждены сталкиваться с повышенными трудностями на первых трех этапах жизненного цикла, разработки новейших летательных аппаратов очень продолжительны по времени в силу трудности выполнения и стоимости. Временные сроки НИР и ОКР могут варьироваться от 7 до 15 лет, что приводит к утрате конкурентных позиций на мировом рынке авиакосмической отрасли. Западные образцы техники опережают отечественные изделия по многим значимым параметрам. Продолжительность НИОКР в некоторой степени связана с трудоемкостью проведения патентных исследований. Это один из самых важных и сложных начальных этапов жизненного цикла авиакосмической техники. Патентные исследования — один из самых эффективных методов анализа рынка для последующей реализации и распространения инновационных проектов. В большинстве случаев патентная информация — наиболее полный и достоверный источник о деятельности конкурентов, а патентный анализ является законным методом получения информации в отличие от методов традиционного промышленного шпионажа [1]. На базе патентной аналитики отечественным корпорациям возможно сформировать и подготовить оптимальные управленческие решения на государственном и корпоративном уровнях, которые подойдут для реализации следующих важных задач: выбор технологических направлений для инвестирования, патентная технологическая разведка, анализ перспективности НИОКР, оценка конкурентоспособности российских технологий, поддержка вывода российской продукции на глобальные рынки, анализ и оценка крупных портфелей патентов. Проведение таких исследований является обязательным, нормативно закрепленным этапом проведения НИОКР для всех компаний РФ, занимающихся инновационной деятельностью. Сложность проведения патентных исследований состоит в том, что терминология патентов зачастую охватывает юридические и технические сферы, а интерпретировать результаты однозначно не всегда реально. Выполнение патентных исследований требует глубоких знаний, опыта и времени. По данным Всемирной организации интеллектуальной собственности (ВОИС) на 2016 г., общее количество патентных составило 3,1 млн. Это

постоянно растущее число патентов означает, что необходимо обрабатывать большие данные. Поиск релевантных результатов в этом изобилии информации является сложнейшей задачей и занимает много времени.

Автоматизация патентных исследований в авиакосмической отрасли значительно упростит задачу разработчикам техники и позволит отечественным компаниям оборонно-промышленного комплекса выпустить передовые конкурентоспособные модели техники на мировой рынок как можно раньше. Успешная автоматизация патентных исследований представляется возможной с помощью использования инструментов интеллектуального анализа данных (Data Mining). Данная технология представляет собой процесс обнаружения ранее не известных, значимых корреляций и тенденций в результате обработки больших данных с использованием статистических и математических методов [2]. Алгоритмы Data Mining самостоятельно обрабатывают информацию и помогают распознать ранее не известные тренды, не полагаясь на предвзятость и предположения пользователя.

Следует признать, что в отечественных предприятиях авиакосмической отрасли отсутствуют эффективные решения по управлению знаниями и инновациями в целом. Их внедрение является необходимым условием развития отечественной авиакосмической промышленности и повышения конкурентоспособности ее предприятий. Интеллектуальный анализ данных открывает новые возможности перед руководством компаний авиакосмической отрасли. С помощью этой технологии руководство сможет сформировать бизнес-стратегию по управлению нематериальными активами в целом. Это позволит сэкономить время на сборе и анализе данных, снизить затраты на содержание сотрудников, для руководства такое решение позволит уменьшить риски потери инвестиций благодаря грамотным управленческим решениям.

Таким образом, повышение эффективности работы предприятий авиакосмической промышленности в области разработки инновационной продукции возможно достичь путем совершенствования процессов НИОКР. Комплекс мероприятий может включать в себя внедрение инструментов интеллектуального анализа данных для стратегического управления инновациями. Инструменты также могут способствовать развитию автоматизации процесса управления нематериальными активами и прогнозирования направлений развития различных технологий.

Литература

- [1] Кашеварова Н.А., Курцев Н.О. Применение интеллектуального анализа данных для целей патентных исследований // Управление научно-техническими проектами: Матер. III междунар. науч.-техн. конф. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. С. 190–194.
- [2] Дроговоз П.А., Рассомагин А.С. Обзор современных методов интеллектуального анализа данных и их применение для принятия управленческих решений // Экономика и предпринимательство. 2017. № 3. С. 689–693.

IMPLEMENTATION OF INTELLECTUAL DATA ANALYSIS TECHNOLOGIES UNDER CONDITIONS OF DIGITALIZATION OF THE AEROSPACE INDUSTRY

N.O. Kurtsev

nikolay-kurtsev@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

The analysis of actual problems of high-tech industries of the aerospace industry has been carried out. Attention is paid to the consideration of the life cycle of high technology products.

Ways to reduce the duration of the stages of technological development using digital production technologies and data mining are proposed.

ОСОБЕННОСТИ ОЦЕНКИ КОММЕРЧЕСКОГО ЭФФЕКТА ПРИ РЕАЛИЗАЦИИ ВЫСОКОТЕХНОЛОГИЧНЫХ ПРОЕКТОВ

Е.П. Прохорова

prohorova@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Оценка коммерческого эффекта при реализации высокотехнологичных проектов и программ проводится в несколько этапов, при этом каждый этап расчетов требует комплексного и индивидуального подхода.

Реализация высокотехнологичных проектов и программ показывает, что наряду с проблемами обоснования научно-технических параметров проектируемых систем особое значение имеет проблема обоснования эффективности реализации проекта или программы.

Особенности оценки коммерческого эффекта подобных систем обусловлены прежде всего их высокой сложностью, многоцелевым, межрегиональным и международным характером, широкими масштабами использования, огромными объемами потребных ресурсов, высокой степенью кооперации, в том числе международной. В программу создания и эксплуатации этих систем вовлекается большое число смежных и поддерживающих отраслей.

От степени научной обоснованности решений зависит успех всей программы, ее конкурентоспособность, потенциальные возможности развития в будущем. Оценка общей эффективности высокотехнологичного проекта целесообразно проводить последовательно, в два этапа:

1) общая оценка проекта в целом и целесообразности его дальнейшей разработки;

2) конкретная оценка эффективности участия в проекте каждого из участников.

На первом этапе рассчитываются показатели общественной и коммерческой эффективности проекта в целом.

Для общественно значимых проектов (глобальных, народнохозяйственных, региональных/отраслевых, предусматривающих партнерство государства и частного сектора и некоторых других) в первую очередь оценивается их общественная эффективность: народно-хозяйственная, региональная и при необходимости отраслевая эффективность. При получении удовлетворительных результатов далее оценивается коммерческая эффективность этих проектов.

При неудовлетворительной общественной эффективности такие проекты нельзя рекомендовать к реализации и они не могут претендовать на государственную поддержку. Для проектов, не являющихся общественно значимыми, на этом этапе производятся расчеты только коммерческой эффективности.

Если же их общественная эффективность оказывается достаточной, производятся расчеты коммерческой эффективности. Если коммерческий эффект положителен, то проект остается для дальнейшего рассмотрения.

Коммерческая эффективность проекта оценивается применительно к определенному составу участников и определенной системе взаимоотношений между ними, включая и схему финансирования проекта (т. е. при определенном организацион-

но-экономическом механизме реализации проекта). При проведении расчетов для наукоемких проектов и программ помимо традиционных составляющих — дохода и сокращения затрат на выполнение тех или иных операций, выпуска изделий или оказания услуг традиционными методами — необходимо дополнительно оценить стоимость предотвращенного ущерба благодаря использованию полученных результатов деятельности.

В результате проведенного комплексного анализа традиционных и современных методов и подходов к оценке экономического эффекта, можно сделать вывод о том, что каждый современный высокотехнологичный проект требует индивидуального подхода.

Литература

- [1] Методические рекомендации по оценке эффективности инвестиционных проектов (вторая редакция). Официальное издание. М.: Экономика, 2000.
- [2] Принципы оценки эффективности использования результатов прикладных исследований и экспериментов, проводимых на борту РС МКС // Сборник тезисов «XL Академические чтения по космонавтике памяти С.П. Королёва» / РАН. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2016.

FEATURES OF ESTIMATION OF COMMERCIAL EFFECT AT REALIZATION OF HIGH-TECH PROJECTS

E.P. Prokhorova

prokhorova@mai.ru

Moscow Aviation Institute

Assessment of the commercial effect in the implementation of high-tech projects and programs is carried out in several stages, each stage of calculations requires a comprehensive and individual approach.

СОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕХАНИЗМА СТРУКТУРНОГО ОБЪЕДИНЕНИЯ ОСНОВНЫХ И ВСПОМОГАТЕЛЬНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В СИСТЕМЕ СТРУКТУРИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКИХ ПРОЕКТОВ

В.В. Журавский, Б.Е. Курбатов, Н.Ю. Недбайло

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрены возможности совершенствования методологии структурного объединения основных и вспомогательных проектных технологий на основе оптимизации характеристик ресурсных кластерных цепочек. Их обоснование и выбор осуществляются по результатам имитационного моделирования с использованием элементов системной динамики. В результате существенно повышается качество реализации основных этапов логистического обеспечения проекта, а также контроллинга в системе проектного управления.

Как известно, эффективная реализация космических проектов невозможна без корректного осуществления этапов их структуризации. Под структурой проекта понимается организация связей и отношений между его элементами. Степень детализации

элементного состава проекта как системы, особенностей учитываемых при этом характеристик каждой из его возможных составляющих может быть совершенно различна. Часто структура проекта представляется как «дерево» ориентированных на продукт компонентов, представляемых оборудованием, работами, услугами и информацией, объединенных в единый объект управления. Причем подобные дендрологические структуры характеризуются определенной автономностью и повторяемостью свойств основных и обеспечивающих технологий как структурных элементов [1].

Несовпадение временных характеристик процессов изменения свойств указанных структур в рамках проектной деятельности создает существенные трудности их объединения. Разработанный механизм позволяет оптимизировать ресурсное обеспечение указанных процессов путем формирования обобщенных ресурсных кластеров, а затем и кластерных цепочек [2, 3]. Указанные структурные агрегаты позволяют наилучшим образом обеспечить вначале сопряжение логистических операций наиболее высокого уровня детализации кластеров, затем их агрегированных элементов частных, а в завершение и обобщенных структур [4].

С использованием методологии системной динамики сформирована обобщенная модель развития логистической структуры космического проекта, базирующаяся на использовании рассмотренного выше механизма. Показано, что в случае проявления ряда проектных рисков суммарные издержки, связанные с логистическим обеспечением космического проекта, могут быть существенно сокращены.

Литература

- [1] Журавский В.В., Курбатов Б.Е., Недбайло Н.Ю. Совершенствование механизмов ресурсного обеспечения инновационной деятельности в системе управления космическими проектами // Тр. XLII академических чтений по космонавтике. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018.
- [2] Журавский В.В., Курбатов Б.Е., Недбайло Н.Ю. Моделирование процесса формирования инновационных кластеров в системе управления космическими проектами // Сб. докладов LIII Научных Чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга, 2018.
- [3] Журавский В.В., Курбатов Б.Е., Недбайло Н.Ю. Механизм формирования инновационных кластерных цепочек в системе управления космическими проектами // Тр. XLIII академических чтений по космонавтике. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019.
- [4] Журавский В.В., Курбатов Б.Е., Недбайло Н.Ю. Совершенствование организационно-экономических механизмов инновационной деятельности в системе управления космическими проектами // Сб. докладов LIV научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Калуга, 2019.

IMPROVEMENT OF THE STRUCTURAL ASSOCIATION MECHANISM OF THE BASIC AND AUXILIARY TECHNOLOGIES IN THE STRUCTURIZATION SYSTEM OF SPACE PROJECTS

V.V. Zhuravsky, B.E. Kurbatov, N.Yu. Nedbaylo

kaf509@mai.ru

Moscow Aviation Institute

The possibilities of improving the methodology of the structural integration of the main and auxiliary design technologies based on the optimization of the characteristics of resource cluster chains are considered. Their substantiation and selection are carried out according to the results of simulation using elements of system dynamics. As a result, the quality of the implementation of the main stages of the logistics support of the project, as well as controlling in the project management system, is significantly improved.

ПЕРСПЕКТИВЫ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ФОРСАЙТ-ИССЛЕДОВАНИЙ В ИНТЕРЕСАХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Г.В. Ильяхинская

kaf509@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рынок высоких технологий и наукоемких производств, а не сырьевые возможности и ресурсы должны определять место нашей страны в мировой экономике и в мировом разделении труда. Необходимо учитывать, что отставание в наукоемких технологиях и фундаментальной науке приводит к отставанию в соответствующих сферах экономики, что, в свою очередь, создает угрозу национальной безопасности. Для преодоления встающих трудностей необходимо использовать современные методы прогнозирования, одним из которых являются Форсайт-исследования.

В сфере прогнозирования сегодня четко видна тенденция использования комбинированных методов, в которых сочетаются различные подходы и технологии. Методология форсайт-исследований несколько отличается от традиционного прогнозирования, и стратегического планирования. При этом она не сводится к предсказанию, а, скорее, отражает стремление к формированию будущего, что позволяет считать форсайт-исследования специфическим инструментом управления технологическим развитием, опирающимся на создаваемую в его рамках инфраструктуру.

Использование методов форсайт-исследований имеет ряд преимуществ:

1) прежде всего нацеленность на разработку практических мер по достижению выбранных стратегических ориентиров, что очень важно для современного этапа развития ракетно-космической отрасли;

2) прогнозы формируются обычно достаточно узким кругом экспертов и в большинстве случаев связаны с предсказаниями малоуправляемых событий. В рамках форсайт-исследований представляется оценка возможных перспектив инновационного развития, связанных с прогрессом науки и технологий, возможные технологические горизонты, вероятные эффекты для ракетно-космической отрасли;

3) участие большого числа экспертов из разных сфер деятельности, связанных с тематикой конкретного форсайт-исследования, заинтересованных в решении проблем, обсуждающихся в рамках проекта.

Применение форсайт-исследований в прогнозировании инновационной деятельности высокотехнологичных отраслей экономики позволяет использовать лучшие мировые знания и опыт управления на всех уровнях, а также извлечь полезные уроки из чужих ошибок, найти новые пути развития, обнаружить узкие места и конкурентные преимущества.

Литература

- [1] Ильяхинская Г.В. Использование форсайт-исследований для построения дорожных карт в целях повышения конкурентоспособности отечественных высокотехнологичных отраслей // Московский экономический журнал. 2018. № 5.
- [2] Крюков С.В. Форсайт: от прогноза к формированию будущего // Terra Economicus. 2010. № 8 (332).

PROSPECTS FOR THE USE OF FORESIGHT RESEARCH IN THE INTERESTS OF THE SPACE ROCKET INDUSTRY

G.V. Ilyakhinskaya

kaf509@mai.ru

Moscow Aviation Institute

The market of high technologies and knowledge-intensive industries, rather than raw materials and resources, should determine the place of our country in the world economy and in the global division of labor. It should be borne in mind that the lag in high-tech and basic science leads to a lag in relevant areas of the economy, which in turn creates a threat to national security. It is possible to overcome the rising difficulties with the use of modern forecasting methods, one of which is Foresight research.

СТРАТЕГИЯ КОМПЛЕКСНОГО УПРАВЛЕНИЯ РЕСУРСАМИ НАУКОЕМКОГО ПРЕДПРИЯТИЯ

П.П. Пушкарева

polina.pushkareva@bk.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Раскрыты общие подходы к организации и комплексному управлению ресурсами наукоемкого предприятия. Обозначены стратегические направления повышения эффективности данного процесса.

Существенным для достижения эффекта в процессе комплексного управления ресурсами является определение ответственности и включение данного процесса в организационную структуру наукоемкого предприятия. Конечно, обязательным условием для этого является переориентация системы ценностей предприятия на основе широкого понимания важности использования ресурсов как фактора среднесрочной и долгосрочной конкурентоспособности.

Ввиду долгосрочной прибыльности и конкурентоспособности комплексное управление ресурсами в описанном порядке должно быть «главным приоритетом» и, следовательно, задачей руководства наукоемкого предприятия. Конкретно это означает, что ответственность за безопасное снабжение и эффективное использование ресурсов внутри предприятия должна быть четко определена и внедрена на самом высоком уровне.

Исследования показывают, что, с одной стороны, у сотрудников предприятия есть опыт управления ресурсами, а с другой — возникает вопрос, каким образом он может быть реализован на практике и адаптирован для применения на других предприятиях [2].

По аналогии с TQM, в котором определена ответственность специалиста по управлению ресурсами, необходимо разработать инструкции по управлению ресурсами в современном мире, так как это напрямую связано с управлением качества [3]. В этом контексте следует изучить, в какой степени целесообразно и необходимо разработать собственный стиль менеджера по управлению ресурсами наукоемкого предприятия.

Решение вопроса по управлению ресурсами наукоемкого предприятия возлагается не только на специалиста/менеджера по ресурсам. На предприятии должен быть модератор данного процесса, поскольку очень часто у специалиста по ресурсам нет полномочий управленца. В целом сегодняшние корпоративные структуры, в которых

нет четкой ответственности за управление ресурсами, отсутствуют недостаточная осведомленность персонала и руководителей о ресурсах и выраженная краткосрочная ориентация на прибыль, рассматриваются в качестве основных барьеров.

Следовательно, тема ресурсов со всеми ее стратегическими и операционными показателями должна была быть интегрирована в корпоративный контроль. Стандартизация целевых и измеряемых переменных также должна создавать условия для широкого сравнительного анализа. Здесь также может быть создан интерфейс с нормативной базой, такой как предельные значения, критерии для налоговых льгот или программы субсидий [1]. Поэтому имеет смысл использовать логику в качестве нормативной базы для темы управления ресурсами, так как логистические задачи могут быть связаны с решением проблем по управлению ресурсами и в результате могут появиться новые критерии проектирования и принятия решений. Это, например, потребление ресурсов на каждом участке цепочки поставок и эффективность использования ресурсов. Необходимые экономические критерии могут быть получены из критериев, связанных с ресурсами. Все это может произойти только при следующих условиях:

- решение проблем должно происходить с междисциплинарной точки зрения. Только междисциплинарный научный подход при совокупности технологий (методы производства, методы транспортировки, хранения, обработки и упаковки, методы утилизации), делового администрирования, экономики и информационных технологий могут привести к эффективным и перспективным решениям;

- решение проблем не может исходить от политики. Однако нормативно-правовая база необходима для того, чтобы иметь возможность внедрять решения или, по крайней мере, облегчать их реализацию;

- результаты такого подхода могут привести к изменению системы ценностей экономики и к изменению экономической концепции в среднесрочной и долгосрочной перспективе [3].

Это означает, что желание изменить парадигмы управления ресурсами наукоемкого предприятия должно быть связано как в политике, так и в экономике, а также среди потребителей. Такие вопросы, как деглобализация и снижение мобильности, должны рассматриваться как стратегические пути комплексного управления ресурсами наукоемкого предприятия.

Кризисные ситуации очень часто являются эффективными для изменения организаций. Опыт показывает, что определенная психологическая нагрузка необходима для того, чтобы сформировать желание переосмыслить, сменить парадигму. Таким образом, как не цинично это звучит, нынешний глобальный экономический кризис может стать возможностью получить новое понимание использования ресурсов. В целом существует острая необходимость в действиях, которые не позволят отложить решение этих проблем на второй план. Основные политические и экономические события не могут принести ощутимые конкретные решения сами по себе. Необходимо создать рамочные условия, и этого будет достаточно на первом этапе, чтобы процесс комплексного управления ресурсами наукоемкого предприятия сделать более эффективным и результативным.

Литература

- [1] Augustin S., von Hornstein E., Stihl N. Change Management — Ein Wechselspiel von Psychologie und Logistik. Gabler, Wiesbaden, Kap. 2. 2011.
- [2] Müller H. 2008. Die sieben Knappheiten. Campus, Frankfurt/Main S.8. KEA — Kumulierter Energieaufwand. VDI Richtlinie 4600, 2004.
- [3] Wiedmann T., Minx J. A Definition of “Carbon Footprint”. Ecological Economics Research Trends. C. C. Pertsova: Chapter 1, pp. 1–11. Nova Science Publishers, Inc, Hauppauge NY, USA, 2008.

STRATEGY OF INTEGRATED MANAGEMENT OF RESOURCES OF THE KNOWLEDGE-INTENSIVE ENTERPRISE

P.P. Pushkareva

polina.pushkareva@bk.ru

Bauman Moscow State Technical University

The general approaches to the organization and integrated resources management of the knowledge-intensive enterprise are opened. The strategic directions of increase in efficiency in this process are designated.

ПРОБЛЕМЫ ИНВЕСТИЦИОННЫХ ПРОЕКТОВ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

А.В. Степанов

stepanov.bmstu@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Ракетно-космическая промышленность России является ключевым драйвером экономики и науки в стране. Однако негибкие инструменты управления и развития замедляют скорость принятия решений по инвестиционным проектам. Данный фактор приводит к заикливанию формирования инвестиционной программы и нарушает стратегическое планирование всего предприятия.

В условиях необходимости проведения диверсификации проблемы инвестиционных проектов становятся наиболее значимыми и затрудняют процесс выпуска гражданской продукции, в особенности на предприятиях, которые ранее не производили данную продукцию [1]. Одним из инструментов, позволяющих обосновать принятие высокорискового проекта, является модель реальных опционов.

Основная проблема предприятий ракетно-космической промышленности основана на устоявшейся организационно-управленческой модели. Данная модель, несомненно, имеет множество плюсов относительно выпуска продукции военного назначения, но одновременно и затрудняет выпуск продукции гражданского назначения. Решить эту проблему можно, только проведя реорганизацию структуры предприятия или выделив инвестиционные проекты гражданского назначения в отдельное подразделение с иной формой организационно-управленческой модели. Данные решения являются очень затратными и длительными, а также могут не дать результатов длительное время из-за устоявшихся убеждений персонала.

Другой проблемой предприятий ракетно-космической промышленности при выходе на гражданский рынок являются высокие риски, связанные с отсутствием опыта и плохой статистикой удачных проектов разных предприятий. Данные показатели приводят к неадекватной оценке финансовых показателей инвестиционных проектов при использовании традиционных методов оценки.

Традиционный анализ дисконтированных денежных потоков (DCF) требует точного определения денежных потоков для проекта. Однако в условиях неопределенности классический подход DCF может показывать невыгодность проекта из-за высоких рисков, что затрудняет организацию планирования процесса диверсификации. Данный фактор приводит к необходимости применения новых методов оценки инвестиций. Одним из таких подходов является метод, основанный на реальных опционах (ROA).

Данный метод основан на рассмотрении проектов как реальных опционов, которые можно оценить с помощью методов оценки финансовых опционов [2].

Метод реальных опционов оценивает инвестиционные проекты, используя показатели выбранного направления, момента реализации и типа инвестиций, что приводит к возможности увеличения реальной стоимости проекта за счет учета управленческой гибкости [3]. Данный метод является дополняющим и используется в совокупности с классическими методами оценки проектов. Это означает, что, исходя из параметров и особенностей отрасли, можно модернизировать модель реальных опционов для сравнения идентичных инвестиционных проектов и выявления из них наиболее выгодных и прибыльных, при этом не исключая проверку проектов классическими методами.

Наиболее сложным этапом при оценке инвестиционного проекта с помощью модели реальных опционов по методу Блэка – Шоулза является определение волатильности отрасли проекта, так как многие проекты в ОПК не имеют аналогов в открытом доступе, а если рассматривать диверсификацию, то выход на ранее не известный рынок будет увеличивать риск (волатильность). Оценить данный показатель можно несколькими путями. Один из них основан на привлечении экспертной группы и оценке общей успешности предприятия в инновационных проектах.

Результаты этого исследования говорят о том, что фундаментальные проблемы управления предприятием ракетно-космической промышленности требуют кардинальных организационных изменений. Однако усовершенствовать процесс принятия инвестиционной программы можно за счет внедрения инструментов реальных опционов. Обусловлено это тем, что по сравнению с DCF-анализом ROA является более точным и учитывает важные для рынка факторы, которые ранее не учитывались при классическом анализе. Формирование программы инвестиционных проектов — важнейший этап в формировании стратегии развития предприятия, которая в условиях быстрых изменений должна обладать гибкостью.

Литература

- [1] Абрамов А. С. Проблемы инвестиционных проектов в оборонно-промышленном комплексе // Решетнёвские чтения. 2009. № 13. С. 595.
- [2] Дроговоз П.А., Рассомагин А.С. Обзор современных методов интеллектуального анализа данных и их применение для принятия управленческих решений // Экономика и предпринимательство. 2017. № 3. С. 68–693.
- [3] Будылин М.А. Применение реальных опционов для оценки инвестиционных проектов // Сибирский журнал науки и технологий. 2007. № 4. С. 157–160.

PROBLEMS OF INVESTMENT PROJECTS IN THE ROCKET-SPACE INDUSTRY

A.V. Stepanov

stepanov.bmstu@yandex.ru

Bauman Moscow State Technical University

The rocket-space industrial complex of Russia is a key driver of the economy and science in the country. However, inflexible management and development tools slow down the speed of decision-making on investment projects. This fact leads to the loop formation of the investment program and violates the strategic planning of the entire enterprise.

ПОДХОДЫ К УПРАВЛЕНИЮ РАЗРАБОТКОЙ НОВЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

А.В. Фомин

andrey.v.fomin@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Приведены особенности научно-исследовательских проектов по разработке новых технологий в аэрокосмической промышленности. Рассмотрены подходы к управлению научными исследованиями на основе системы оценки уровней готовности технологий.

Проект — это «комплекс взаимосвязанных мероприятий, направленный на создание уникального продукта или услуги в условиях временных и ресурсных ограничений» [1]. Классическое определение, безусловно, справедливо и для проектов, реализуемых разработчиками, производителями и эксплуатантами аэрокосмической техники.

Во всем мире проекты успешно выполняются с применением разработанных различными профессиональными ассоциациями и изложенных в многочисленных стандартах методологий проектного управления. Благодаря гибкости и универсальности таких стандартов, как PMBOK, PRINCE2, P2M и др., организации имеют возможность адаптировать содержащиеся в них положения и выпускать на их базе корпоративные руководства, максимально удовлетворяющие собственным потребностям. Однако эффективность методов классического проектного менеджмента существенно снижается, если организация решает задачу управления научно-исследовательскими проектами по разработке новых технологий, которые отличаются чрезвычайно высокими стоимостью и рисками, а также неопределенностью результатов и сроков их достижения. Для управления такими проектами необходимы особые, адаптированные к условиям научно-технической деятельности подходы.

В современном мире прорывные технологии являются залогом конкурентоспособности продукции. Без принципиально новых технических и технологических решений существенное улучшение характеристик аэрокосмической техники невозможно. Для создания коммерчески успешных продуктов необходимо формирование и постоянное обновление опережающего научно-технического задела, состоящего из новых знаний и технических решений, готовых к применению при разработке перспективных образцов.

Любая инновационная идея проходит множество этапов от обоснования концепции до подтверждения в условиях реальной эксплуатации. С каждым этапом технология приближается к реализации в составе конкретного изделия, т. е. повышается уровень ее готовности. Для решения задачи оценки уровня зрелости технологий в аэрокосмических проектах в 1980-х гг. в NASA (США) была разработана универсальная и доступная специалистам как из научной, так и из производственной сфер система оценки уровней готовности технологий (УГТ), впоследствии нашедшая применение в государственных учреждениях, исследовательских центрах и промышленных предприятиях многих стран и отраслей [2]. В рамках процесса внедрения системы оценки УГТ в России был введен в действие ГОСТ Р 58048–2017 «Трансфер технологий. Методические указания по оценке уровня зрелости технологий» [3].

Согласно системе УГТ, готовность технологий к применению в опытно-конструкторских работах оценивается по шкале из 9 уровней. Уровни с 1-го по 6-й достигаются при разработке технологий научно-исследовательскими организациями без привязки к конкретным образцам техники. Уровни с 7-го по 9-й подтверждаются при отработках уже в составе реальных образцов. За развитие технологий на заключительных этапах отвечают предприятия промышленности, которые привлекают научно-исследовательские организации для научного сопровождения проекта.

В соответствии со шкалой, приведенной в [3], на уровнях готовности с 1-го по 3-й технологии проходят путь от первоначальной идеи до демонстрации работоспособности концепции на мелкомасштабных или расчетных моделях. На этих этапах ключевыми задачами являются выдвижение и проверка многочисленных гипотез, часть из которых с высокой долей вероятности не будет подтверждена. Следовательно, применение проектного подхода к управлению разработкой на этих уровнях нецелесообразно.

К 4-му уровню готовности риски разработки снижаются, а значит, становится возможным прогнозировать ее сроки и стоимость, а также применять методы проектного менеджмента. Из имеющихся технологий с низким уровнем готовности в состав научно-исследовательского проекта для интеграции и развития до УГТ6 отбираются наиболее соответствующие целям и задачам, стоящим перед разработчиком. По завершении проекта должна быть продемонстрирована реализуемость и эффективность разрабатываемых технологических решений в условиях, близких к натурным. Далее результаты разработки передаются предприятиям промышленности, заинтересованным в применении технологий при создании перспективных образцов техники.

Внедрение системы оценки УГТ открывает широкое пространство для проведения исследований в области проектного управления. Одним из востребованных направлений в этой связи является совершенствование методического инструментария для поддержки принятия решений при формировании содержания научно-исследовательских проектов по разработке новых технологий.

Литература

- [1] ГОСТ Р 54869–2011. Проектный менеджмент. Требования к управлению проектом. М.: ФГУП «СТАНДАРТИНФОРМ», 2012. 11 с.
- [2] Брутян М.М. Применение экспертно-тестовой методики оценки уровней готовности технологий для решения практических задач в наукоемких отраслях // Научные исследования экономического факультета. Электронный журнал. 2015. Т. 7, вып. 3. С. 4–59.
- [3] ГОСТ Р 58048–2017. Трансфер технологий. Методические указания по оценке уровня зрелости технологий. М.: ФГУП «СТАНДАРТИНФОРМ», 2018. 42 с.

APPROACHES TO THE MANAGEMENT OF THE AEROSPACE TECHNOLOGIES DEVELOPMENT

A.V. Fomin

andrey.v.fomin@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

Features of the aerospace technologies development research projects are given. Approaches to research management based on technology readiness level metric are considered.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ЗАТРАТ НА ЗАПУСК СОВРЕМЕННЫХ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ КИТАЯ

Г.А. Бадиков
А.А. Бебенина

badikovga@bmstu.ru
bebeninaaa@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н. Э. Баумана

Моделирование затрат на запуск современных ракет-носителей Китая серии Long March (LM2, LM3, LM4, LM5, LM7 и LM11) показало, что при изменении числа запусков в год больше чем на 3 единицы необходимо использовать экономическую модель [1,2], учитывающую изменения в процессе эксплуатации и основанную на методах оценки эффективности инвестиционного процесса и представлениях о кривой повышения производительности (кривой обучения).

В условиях современного рынка разработчики ракет-носителей вынуждены сокращать стоимость запуска ракет-носителей, используя серийность производства и разрабатывая элементы космической системы, допускающие повторное использование. Актуальной задачей является создание экономической модели затрат на запуск ракеты-носителя, включающей затраты на разработку, изготовление, подготовку и выполнение полета, страхование. Разработана комплексная модель формирования затрат на запуск ракеты-носителя, основанная на методах анализа эффективности инвестиций и представлениях о кривой роста производительности (кривой обучения) [2]. В отличие от модели [1] модель [2] применима как на начальной стадии периода эксплуатации с целью определения эффективной стоимости запуска, так и в процессе эксплуатации, позволяя учесть фактические затраты прошлых периодов и откорректировать стоимость будущих запусков. В модели естественным образом учитываются затраты на модификацию ракеты-носителя, разное число запусков в год.

Выполнено моделирование затрат на запуск ракет-носителей Китая серии Long March (LM2, LM3, LM4, LM5, LM7 и LM11) при постоянном числе запусков в год и при изменяющемся в соответствии с данными прошедших лет. Установлено, что при изменении числа запусков в год больше, чем на 3 единицы, необходимо использовать экономическую модель [2]. Наличие модели затрат на запуск ракеты-носителя позволяет сформулировать задачу определения эффективности инвестиционного проекта создания и эксплуатации ракеты-носителя, если в качестве инвестиций рассматривать затраты на разработку и всю прибыль от запусков направить на возврат инвестиций.

Литература

- [1] Вертц Дж.Р. Экономическая модель многоразовых и расходных ракет-носителей, Конгресс МАФ, Рио-де-Жанейро, Бразилия, Октябрь 2–6, 2000.
- [2] Бадиков Г.А., Зуев А.Г., Левашов Р.Д. Экономическое моделирование затрат на запуск ракеты-носителя // Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея Академических чтений по космонавтике «Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация». АО «ВПК «НПО машиностроения», 2017. С. 29–36.
- [3] Бадиков Г.А., Бурнашова Е.В., Левашов Р.Д. Анализ чувствительности экономической модели затрат на запуск современных ракет-носителей // Труды секции 22 имени академика В.Н. Челомея Академических чтений по космонавтике «Ракетные комплексы и ракетно-космические системы. Проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация». АО «ВПК «НПО машиностроения», 2018. С. 27–39.

MODELING THE COST OF LAUNCHING MODERN CHINA ROCKETS

G.A. Badikov
A.A. Bebenina

badikovga@bmstu.ru
bebeninaaa@student.bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

Modeling of the launch costs of modern launch vehicles of China Long March series (LM2, LM3, LM4, LM5, LM7 and LM11) showed that when the number of launches per year changes by more than 3 units, it is necessary to use an economic model that takes into account changes in the operation process and is based on methods of assessing the effectiveness of the investment process and representations of the productivity curve (learning curve).

ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ УПРАВЛЕНИЯ ЖИЗНЕННЫМ ЦИКЛОМ ПРОДУКЦИИ АВИАКОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ В УСЛОВИЯХ ИНДУСТРИИ 4.0

И.О. Гарина

Ir.garina@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Приведены особенности управления промышленным предприятиям в условиях информатизации и цифровизации. Рассмотрены процессы автоматизации жизненного цикла продукции. Проанализированы новые возможности и проблемы, связанные с управлением жизненным циклом продукции в рамках концепции Индустрия 4.0.

Информационное общество находится на этапе цифровой экономики, происходит цифровизация экономических процессов и внедрение информационных технологий во все сферы деятельности. На мировом рынке ключевыми критериями оценки успеха предприятия становятся качество, скорость и стоимость процессов жизненного цикла (далее — ЖЦ) продукта. Формируются новые конкурентные преимущества предприятий, меняются концепции их эффективного функционирования и управления [1].

Задача управления промышленным предприятиям в условиях информатизации и цифровизации становится особенно важной. Подход к организации деятельности предприятия должен учитывать особенности перехода на новые принципы цифровой экономики: прогнозирование и минимизацию рисков, разработку стратегий по повышению эффективности основной деятельности [2]. Дополнительным преимуществом может стать эффективная система управления ресурсами и бизнес-процессами предприятия.

В рамках национальной программы «Цифровая экономика в Российской Федерации», а также «Программы развития цифровой экономики в Российской Федерации до 2035 года» выделены основные проблемы перехода к цифровому укладу экономики [3, 4]. На их основе можно сформулировать ключевые задачи, начиная с развития нормативно-правовой базы и ее адаптации к технологическим изменениям и заканчивая модернизацией инфраструктуры для работы с новыми технологиями, а также повышением квалификации кадров.

К особенностям управления предприятиями в условиях цифровизации можно отнести [3, 4] работу с большими данными в режиме реального времени, высокую скорость принятия решений и реакции на изменения, формирование цифровой экосистемы.

Внедрение цифровых технологий влияет на деятельность предприятия, способствуя повышению гибкости производства за счет изменения характеристик производственного процесса и обеспечения информационной интеграции этапов ЖЦ производимой продукции. Эта трансформация обеспечивает качественное улучшение бизнес-процессов предприятия за счет внедрения инноваций и адаптации бизнес-моделей к условиям современной цифровой экономики.

Цель автоматизации процессов ЖЦ заключается в обеспечении сторон, участвующих в любом из этапов ЖЦ продукции, оперативными и достоверными данными в единой информационной среде. В связи с этим сформировались новые парадигмы в организации промышленного производства, например, концепция виртуального предприятия, цифровой логистики. Результатом интеграции развивающихся информационных технологий в производственные процессы стала четвертая промышленная революция (далее — Индустрия 4.0). Основная идея Индустрии 4.0 заключается в создании организационно-технической системы, обеспечивающей интеграцию в единое информационное пространство всех участников цепочки создания ценности. Индустрия 4.0 включает такие технологии, как большие данные, умные заводы, интернет вещей, функциональная совместимость, блокчейн, дополненная реальность.

Индустрия 4.0 открывает широкие возможности для модернизации не только самого ЖЦ, но и процессов и продуктов, связанных с управлением жизненным циклом (далее — УЖЦ). УЖЦ (или PLM — Product Lifecycle Management) — стратегия, использующая единую информационную среду (далее — ЕИС) при производстве промышленных продуктов. ЕИС, в свою очередь, содержит в себе представление о продукте на всех этапах производства, она доступна всем участникам цепочки: от поставщиков до потребителей. Подобные ЕИС УЖЦ реализованы в рамках отдельно взятых предприятий, но зачастую предприятия, участвующие в производстве, работают в различных юрисдикциях и финансово независимы, имеют несовместимые информационные системы, затрудняющие обмен данным, что приводит к большим трудностям при попытках создания системы в физической среде.

Объем данных в рамках ЖЦ промышленной продукции постоянно растет под влиянием роста сложности компонентов и их количества, увеличения сопровождающей документации, добавления новых участников. В условиях быстроразвивающихся технологий эффективное производство должно стремиться к минимизации времени выполнения заказа и оптимизации ресурсов, учитывая интересы всех участников процесса и адаптируясь к постоянно меняющимся требованиям к продукции. Общей проблемой для развития промышленных предприятий в настоящий момент является принцип централизованного управления с наличием единого центра принятия решений и обработки информации. Даже при наличии функционирующей децентрализованной сети обеспечения ЖЦ продукции предприятия продолжают использовать консервативное апробированное централизованное управление. Для все более развитых современных производственных структур это становится заметной помехой для дальнейшего развития.

Литература

- [1] Решетников А.И., Садовский Г.Л. Внедрение технологий инженерного анализа в условиях цифровой модернизации промышленности // Экономика и предпринимательство. 2017. № 3. С. 707–710.
- [2] Дроговоз П.А., Рассомагин А.С. Обзор современных методов интеллектуального анализа данных и их применение для принятия управленческих решений // Экономика и предпринимательство. 2017. № 3. С. 689–693.
- [3] Паспорт национальной программы «Цифровая экономика Российской Федерации». [Электронный ресурс]. URL: <http://static.government.ru/media/files/urKHm0gTPPnzJlaKw3M5cNLo6gczMkPF.pdf> (дата обращения 12.10.2019).

- [4] Программа развития цифровой экономики в Российской Федерации до 2035 года. [Электронный ресурс]. URL: <http://spkurdyumov.ru/uploads/2017/05/strategy.pdf> (дата обращения 12.10.2019).

DEVELOPMENT PROSPECTS OF PRODUCT LIFECYCLE MANAGEMENT IN AEROSPACE INDUSTRY IN CONTEXT OF INDUSTRY 4.0

I.O. Garina

Ir.garina@gmail.com

Bauman Moscow State Technical University

The features of industrial enterprises management in terms of informatization and digitalization are described. The processes of automation of the product life cycle are revealed. The new opportunities and problems associated with product life cycle management in the context of Industry 4.0, are analyzed.

МОДЕЛИ ЗАКУПОК И ПРОЦЕССА ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ ЦЕПИ ПОСТАВОК В КОРПОРАЦИИ

А.А. Кузнецов

kaabmstu@hotmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В статье рассматриваются традиционные и современные подходы к управлению логистической системой в интегрированных промышленных структурах, раскрываются недостатки и преимущества централизованной, децентрализованной и комбинированной систем снабжения товарами и услугами, предлагается ряд мер по совершенствованию логистической системы интегрированной промышленной структуры в корпорации, особое внимание уделяется использованию комбинированной системы материально-технического обеспечения корпорации на основе модели JELS, а также применению новых способов закупок.

Введение. Поставка средств производства и продажа готовой продукции происходят в сфере обращения, которая является промежуточным звеном между производством и потреблением, обеспечивает непрерывность движения капитала в процессе его воспроизводства.

Для российской экономики характерен ряд проблем: товары медленно переходят от производителей к потребителям; спрос покупателей часто не удовлетворяется; потребители обслуживаются плохо; посредники увеличивают затраты и конечную цену продуктов для покупателей; сфера обращения финансируется по остаточному принципу; директора и менеджеры не уделяют достаточного внимания развитию сферы обращения. В настоящее время сфера обращения в России отстает от мирового уровня развития инфраструктуры по поставкам и реализации продукции.

В исследование этой проблемы внесли свой вклад российские и зарубежные ученые: К. Лайсонс, М. Джиллингем, И.Н. Омельченко и др. [1–3].

Однако до сих пор в экономической литературе многие термины в области снабжения и маркетинга имеют неоднозначные определения и носят дискуссионный характер. Например, до сих пор нет четкого определения логистической системы ин-

тегрированной промышленной структуры, неясно, какие ее модели целесообразно использовать в конкретных условиях рыночной экономики. В данной связи тема статьи представляется актуальной.

Целью статьи является разработка логистической системы интегрированной промышленной структуры.

Поставленная цель определила конкретные задачи статьи:

- изучить различные модели формирования логистической системы интегрированной промышленной структуры;
- предложить ряд мер по выбору модели и повышению эффективности ее функционирования.

Традиционные и современные управленческие подходы к интегрированным производственным структурам. Традиционный подход представляет собой централизованное управление закупками и осуществляется по схеме: интегрировать планирование спроса — анализ рынка — расчет поставок и потребления — закупки. Сначала собираются заявки на материалы и услуги. Затем поставщик анализирует рынок и находит поставщиков. После этого менеджер рассчитывает стоимость доставки товара на склад. Затем организация выходит на рынок и договаривается о соглашении с поставщиком [4].

Недостатки централизованной системы снабжения:

- много времени тратится на планирование потребностей и размещение заказов;
- большие объемы складских расходов;
- один менеджер принимает решение о покупке товаров для нескольких предприятий;
- некоторые компании используют децентрализованную систему поставок, которая предполагает, что подразделения компании занимаются закупками независимо друг от друга.

Система также имеет некоторые недостатки:

- неэффективные цепочки поставок;
- высокие транзакционные и транспортные расходы.

Следовательно, централизованные и децентрализованные системы снабжения не подходят для всех типов интегрированных промышленных структур. В частности, они имеют ограниченные преимущества для них.

Недостатки двух систем устраняются интегрированной системой снабжения. Предполагается, что компании могут осуществлять закупочную деятельность самостоятельно или через единую службу снабжения корпорации.

Для реализации комбинированной системы поставок важно рассмотреть два подхода к определению оптимального размера заказа: потребителя и производителя. Эти значения могут не совпадать. Этот подход в зарубежной литературе называется «Экономический размер лота» — ELS.

Одна из основных задач управления закупками в цепочках поставок — найти оптимальное решение, удовлетворяющее обе стороны. Этот подход называется «Совместный экономический размер лота» — JELS.

Переход от ELS к JELS повлечет за собой некоторые потери. Чтобы уменьшить их, следует сравнить потери покупателя при доставке ELS и потери изготовителя при доставке по JELS.

Заключение. В статье рассмотрены два подхода к управлению закупочной деятельностью: ELS и JELS в ракетно-космической отрасли на примере АО «РКК «Энергия». Результаты исследования доказывают, что переход на JELS-поставки для обеих сторон договорных отношений (покупателя и продавца) являются экономически выгодными.

Применение модели снабжения JELS повышает эффективность логистической системы интегрированной промышленной структуры. Особое внимание следует уделить конкурентным методам закупок: запросу предложений и цен, конкурентным переговорам, конкурсу, аукциону, виртуальным электронным торговым площадкам в сети Интернет.

Литература

- [1] Lysons K., Gillingham M. Purchasing and Supply Chain Management. London: Prentice Hall, 2016.
- [2] Nikolskaya Y.M., Selivanov V.V., Omelchenko I.N., Rakhlina L.I. Increase of the Methods of Program-target Planning of the Knowledge-intensive Sectors // Proceedings of 2018 11th International Conference "Management of Large-Scale System Development", MLSD 2018. DOI: 10.1109/MLSD.2018.8551855
- [3] Омельченко И.Н., Кузнецов А.А. Новые тенденции на рынке железорудного сырья // Гуманитарный вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана (Электронный журнал). 2017. № 8. DOI: 10.18698/2306-8477-2017-8-463
- [4] Омельченко И.Н., Кузнецов А.А. Управление закупочной деятельностью интегрированной бизнес-группы (на примере АО SAT & Company) // Гуманитарный вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана (Электронный журнал). 2016. № 2. DOI: 10.18698/2306-8477-2016-2-341

PROCUREMENT MODELS AND PROCESS OF FUNCTIONING THE SUPPLY CHAIN IN THE CORPORATION

A.A. Kuznetsov

kaabmstu@hotmail.com

Bauman Moscow State Technical University

The article discusses traditional and modern approaches to managing the logistics system in integrated industrial structures, reveals the disadvantages and advantages of a centralized, decentralized and combined supply systems for goods and services and suggests a number of measures to improve the logistics system of an integrated industrial structure in corporation, special attention is paid to the use of a combined system of logistics corporatist JELS based model as well as the use of new procurement methods: competitive negotiation, competitive bidding, auction, virtual electronic marketplaces on the Internet.

СТРУКТУРА КОНТРАКТНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ УЧАСТНИКОВ РЫНКА КОСМИЧЕСКИХ ТОВАРОВ И УСЛУГ

Е.К. Беляева

Belyaeva1301@gmail.com

Д.Ю. Иванов

ssau_ivanov@mail.ru

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва

В докладе представляется описание комплексной трехуровневой структуры контрактного взаимодействия ключевых участников рынка космических товаров и услуг.

В связи с нарастающей конкурентной борьбой мировых держав за лидерство в различных сферах космической деятельности (КД) отечественная космическая индустрия нуждается в проработке действенных организационно-управленческих механизмов,

обеспечивающих эффективную работу предприятий космического профиля. Базисом модернизации инфраструктуры рынка космических товаров и услуг (РКТУ) является в том числе организация экономических отношений его участников. Договорная основа данных отношений и необходимость согласования интересов участников сферы КД обуславливают актуальность разработки моделей их контрактного взаимодействия.

Рассматриваются договорные отношения таких ключевых участников РКТУ, как провайдеры услуг в сфере КД и их конечные потребители, производители космических аппаратов (КА), производители ракет-носителей (РН), а также операторы пусковых услуг [1]. Предлагается формирование подхода к построению такой комплексной структуры контрактного взаимодействия перечисленных участников РКТУ, которая бы предоставляла возможность отразить:

- взаимосвязь контрактных параметров, формируемых между участниками на каждом уровне системы;
- ключевую роль взаимодействия провайдеров с конечными потребителями услуг в сфере КД, влияющего на процесс принятия управленческих решений на всех остальных уровнях;
- возможность наличия рыночной информационной асимметрии;
- монополизацию ряда сегментов РКТУ.

С учетом вышесказанного представляется целесообразным использование аппарата теории агентских отношений и его адаптация для космической отрасли. При этом для каждого уровня комплексной структуры контрактного взаимодействия ключевых участников РКТУ предполагается формирование индивидуальной модели, позволяющей определить оптимальные целевые параметры заключаемых между сторонами договоров. Таким образом, для первого уровня, в рамках которого взаимодействуют провайдеры услуг в сфере КД и их конечные потребители, такими целевыми параметрами выступают цена за условную единицу услуги в сфере КД и их объем; для второго уровня, рассматривающего контрактные отношения между производителями КА и провайдерами услуг в сфере КД, ими являются интегральный показатель технико-технологических характеристик спутника, объем спутниковой пропускной способности и цена за ее условную единицу; для третьего уровня, концентрирующего внимание на взаимодействии производителей КА, производителей РН и операторов пусковых услуг, предлагается классическая оптимизационная задача вывода спутников с помощью существующих РН, количество которых ограничено производственными возможностями производителей, при условии минимизации затрат заказчиков на вывод полезной нагрузки на орбиту.

Литература

- [1] Беляева Е.К. Моделирование структуры космического рынка и оптимального взаимодействия его участников // Вестник НГИЭИ. Сер. Экономические науки. 2018. № 11 (90). С. 5–14.

STRUCTURE OF SPACE MARKET PARTICIPANTS' CONTRACT INTERACTION

E.K. Belyaeva
D.Yu. Ivanov

Belyaeva1301@gmail.com
ssau_ivanov@mail.ru

Samara National Research University

The report provides a description of the complex three-level structure of the contractual interaction of key space market participants.

РАЗРАБОТКА СИСТЕМЫ ПРОЦЕССОВ ПЛАНИРОВАНИЯ РЕАЛИЗАЦИИ ИННОВАЦИОННОГО ПРОЕКТА В ПРОЕКТНО-ОРИЕНТИРОВАННОЙ ОРГАНИЗАЦИИ

Д.Г. Ляхович

dlyakhovich@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Выявлены и исследованы проблемы управления процессами планирования основной деятельности в проектно-ориентированной организации. На основе результатов анализа публикаций российских и зарубежных ученых и специалистов в области проектного менеджмента при разработке инновационного проекта предложена и обоснована система процессов планирования реализации инновационного проекта в проектно-ориентированной организации, которая позволит повысить эффективность решения задач и достижения цели ее основной деятельности.

Проектно-ориентированные организации применяют проектный подход к управлению основной деятельностью [1, 2]. В условиях быстрого развития и расширения видов деятельности таких организаций снижаются качество и скорость выполняемых ими работ вследствие недостаточного внимания их руководства к этапам процесса планирования [3].

Цель процесса планирования проекта — разработка планов выполнения и контроля всех групп процессов (систем процессов) и процессов в рамках каждой системы [4].

Система процессов планирования реализации инновационного проекта в проектно-ориентированной организации включает в себя восемь элементов — групп процессов [4–6]: 1) предварительное планирование инновационного проекта; 2) планирование управления рисками; 3) планирование управления человеческими ресурсами; 4) планирование управления коммуникациями; 5) планирование управления конфигурацией; 6) планирование управления качеством; 7) контроль изменения содержания инновационного проекта; 8) оценка инновационного проекта и(или) системы процессов.

Группа процессов «Предварительное планирование инновационного проекта»: цель — разработка планов управления инновационным проектом и(или) системой процессов; результат — план основных мероприятий реализации инновационного проекта и(или) системы процессов.

Группа процессов «Планирование управления рисками»: цель — выявление, исследование и документирование рисков (негативные риски — угрозы, позитивные риски — возможности), контроль их влияния, минимизация воздействия угроз, максимизация влияния возможностей; результат — оценка уровня и план мероприятий управления рисками.

Группа процессов «Планирование управления коммуникациями»: цель — определение заинтересованных сторон, разработка шаблонов отчетов для различных типов проектных коммуникаций; результат — план мероприятий и выбор инструментов взаимодействия с заинтересованными сторонами.

Группа процессов «Планирование управления конфигурацией»: цель — текущий контроль и обзор управления конфигурацией инновационного проекта; результат — план мероприятий текущего контроля инновационного проекта.

Группа процессов «Планирование управления качеством»: цель — текущий контроль качества процессов реализации инновационного проекта; результат — план мероприятий аудита и контроля качества процессов реализации инновационного проекта.

Группа процессов «Контроль изменения содержания инновационного проекта»: цель — определение требований и условий изменения содержания инновационного

проекта; результат — план мероприятий реализации изменений содержания инновационного проекта.

Группа процессов «Оценка инновационного проекта и(или) системы процессов»: цель — оценка условий, стоимости и критических элементов инновационного проекта и(или) системы процессов в рамках его жизненного цикла; результат — оценка инновационного проекта и(или) системы процессов.

Работа выполнена в рамках инициативной НИР МГТУ им. Н.Э. Баумана на 2019–2021 гг. № 116.19.

Литература

- [1] Bea F.X., Scheurer S., Hesselmann S. Projektmanagement. Konstanz: UVK Verlagsgesellschaft mbH, 2011. 796 S.
- [2] Jakoby W. Projektmanagement für Ingenieure: Ein praxisnahes Lehrbuch für den systematischen Projekterfolg. Wiesbaden: Springer Vieweg, 2019. 444 S.
- [3] Авдеева Л.А., Мусабинова К.М. Совершенствование процессов управления проектами в проектных организациях. Науковедение. 2016. Т. 8, № 1. URL: <http://naukovedenie.ru/PDF/65EVN116.pdf> (дата обращения 25.11.2019).
- [4] Эпштейн Д. Рабочий процесс планирования проекта // Управление проектами и программами. 2019. № 2 (58). С. 126–139.
- [5] Gemünden H.G., Lehner P., Kock A. The Project-Oriented Organization and its Contribution to Innovation // International Journal of Project Management. 2018. Vol. 36, iss. 1. P. 147–160.
- [6] Omelchenko I.N., Lyakhovich D.G., Dobryakova K.V. The Method of Forming Innovative Project Portfolio in a Project-Oriented Organization // Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering. 2019. No. 1 (124). Pp. 84–89.

DEVELOPMENT OF A SYSTEM OF PLANNING PROCESSES IMPLEMENTATION OF THE INNOVATION PROJECT IN A PROJECT-ORIENTED ORGANIZATION

D.G. Lyakhovich

dlyakhovich@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

The problems of managing the processes of planning the main activity in a project-oriented organization are identified and investigated. Based on the analysis results of publications of Russian and foreign scientists and experts in the field of project management during the development of an innovative project, a system of planning processes for the implementation of an innovative project in a project-oriented organization is proposed and substantiated, which will improve the efficiency of solving problems and achieving the goals of its main activities

ПРАКТИЧЕСКИЕ АСПЕКТЫ ОБЛОЖЕНИЯ НДС КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

Ж.М. Корзовых

Н.Г. Морозова

mng14@mail.ru

ФГБОУ ВО Государственный университет управления

Применение ставки в размере 0 % по налогу на добавленную стоимость вызывает затруднения у налогоплательщиков, осуществляющих деятельность в сфере космиче-

ской отрасли ввиду того, что Налоговый кодекс Российской Федерации недостаточно точно раскрывает некоторые аспекты ее применения. Авторами рассмотрены спорные моменты относительно правомерности применения налогоплательщиками, выполняющими работы в области космической деятельности, ставки НДС в размере 0 %, в условиях отсутствия полного пакета подтверждающих документов, а также порядок определения момента возникновения налоговой базы по НДС.

Развитие космической отрасли является одним из ключевых факторов перехода экономики и общества к инновационной модели устойчивого развития и более активном внедрении высоких технологий в космическую деятельность. Различные аспекты экономики космической деятельности широко обсуждаются наряду с проблемами совершенствования управления российским космосом.

Стимулом для дальнейшего развития отрасли являются применение налоговых льгот. Например, пп. 5 п. 1 ст. 164 Налогового кодекса Российской Федерации (НК РФ) установлена возможность применения налогоплательщиками ставки налога на добавленную стоимость (НДС) в размере 0 % при реализации товаров (работ, услуг) в области космической деятельности.

Согласно положениям Налогового кодекса, применение ставки НДС 0 % возможно:

- по операциям реализации космических объектов, объектов космической инфраструктуры, космической техники, подлежащих обязательной сертификации в соответствии с законодательством РФ в области космической деятельности;
- космическим объектам, объектам космической инфраструктуры, космической технике военного и двойного назначения;
- работам, выполняемым с использованием техники, находящейся непосредственно в космическом пространстве, в том числе управляемой с поверхности Земли и из атмосферы Земли;
- работам по исследованию космического пространства, по наблюдению за объектами и явлениями в космическом пространстве, в том числе с поверхности Земли и из атмосферы Земли;
- подготовительным и вспомогательным наземным работам, технологически обусловленным и неразрывно связанным с выполнением работ по исследованию космического пространства и работ с использованием техники, находящейся в космическом пространстве.

Согласно п. 7 ст. 165 НК РФ, для обоснования правомерности применения налоговых вычетов по НДС и ставки НДС в размере 0 % налогоплательщики, осуществляющие деятельность в космической отрасли, обязаны одновременно с подачей налоговой декларации представлять подтверждающие документы:

- договора или контракты налогоплательщиков с российскими или иностранными контрагентами на реализацию товаров, выполнение работ, оказание услуг;
- акты или иные подтверждающие реализацию товаров, выполнение работ, оказание услуг документы;
- сертификаты, полученные в соответствии с законодательством РФ, на реализуемую космическую технику, включая объекты космической инфраструктуры и космические объекты;
- а также в случае реализации космической техники, включая космические объекты, объекты космической инфраструктуры (товары) военного и двойного назначения, соответствующее удостоверение, выданное военным представительством Министерства обороны РФ.

Моментом определения налоговой базы по НДС является наиболее ранняя из следующих дат:

- 1) день отгрузки (передачи) товаров (работ, услуг), имущественных прав;
- 2) день оплаты, частичной оплаты в счет предстоящих поставок товаров (выполнения работ, оказания услуг), передачи имущественных прав.

Ввиду этого обстоятельства у налогоплательщиков, работающих в области космической деятельности, могут возникать спорные ситуации, т. е. ставится под сомнение

правомерность применения ставки НДС в размере 0 % при условии отсутствия подтверждающих документов на соответствующую дату определения налоговой базы [2].

Министерством финансов Российской Федерации даны разъяснения, согласно которым в случае отсутствия у налогоплательщиков на дату формирования налоговой базы документов, подтверждающих правомерность применения по НДС ставки 0 %, работы в области космической деятельности облагаются по ставке, установленной п. 3 ст. 164 НК РФ, т. е. по ставке 20 % [2].

Однако, согласно сложившейся практике судебных решений, применение ставки НДС в размере 0 % правомерно после определения налоговой базы по операции не зависимо от наличия полного пакета необходимых документов.

Налоговый кодекс РФ не содержит прямых пояснений о том, что предоставление документов не является обязательным условием применения ставки НДС в размере 0 % налогоплательщиками, работающими в космической отрасли. И напротив, согласно положениям пп. 1 п. 1 ст. 164 НК РФ, предоставление полного пакета документов является обязательным условием применения ставки НДС в размере 0 %, например, при экспортных операциях.

Таким образом, применение ставки НДС в размере 0 % правомерно налогоплательщиками, работающими в космической отрасли, несмотря на отсутствие полного пакета соответствующих документов.

В связи с тем что НДС является одним из самых сложных налогов с точки зрения исчисления налогоплательщиками и администрирования налоговыми органами, также актуальным является вопрос определения даты, признаваемой моментом определения налоговой базы при выполнении работ (оказании услуг), облагаемых НДС в размере ставки 0 %, в области космической деятельности [1].

Согласно письму Минфина РФ, при выполнении такого рода работ моментом определения налоговой базы по НДС является день отгрузки (передачи) товаров, выполнения работ, оказания услуг. Ссылаясь на ст. 720 ГК РФ Минфином РФ пояснено, что акт сдачи-приемки работ является в этом случае документом, подтверждающим факт их выполнения. Таким образом, для определения момента возникновения налоговой базы по НДС дата подписания заказчиком акта сдачи-приемки работ является датой выполнения работ.

Согласно позиции Федеральной налоговой службы РФ (ФНС РФ) указано, что налогоплательщик имеет право на основании пп. 5 п. 1 ст. 164 НК РФ применить к операциям по реализации работ в области космической деятельности ставку НДС в размере 0 % в случае отказа от освобождения операций от обложения НДС, предусмотренных пп. 16 (16.1) п.3 ст. 149 НК РФ. В отношении указанных операций не установлен момент определения налоговой базы по НДС. Соответственно датой определения налоговой базы в данном случае также является день выполнения работ (оказания услуг) на основании положений п. 1 ст. 167 и п. 1 ст. 154 НК РФ. И также ФНС РФ ссылается на положения ГК РФ, согласно которым датой выполнения опытно-конструкторских работ признается день подписания заказчиком акта сдачи-приемки работ. В случае сдачи результатов работ по промежуточным этапам согласно условиям договора датой определения налоговой базы по НДС является день подписания акта сдачи-приемки соответствующего этапа работ.

Согласно постановлению Арбитражного суда, определено, что момент определения налоговой базы ст. 167 НК РФ не установлен для операций по реализации космической техники. Соответственно дата определения налоговой базы приходится на наиболее раннюю из дат: день отгрузки товаров данной категории или день их оплаты (п. 1 ст. 167 НК РФ).

Таким образом, согласно официально выраженным позициям Минфина РФ, ФНС РФ, подтвержденных также вынесенным судебным решением, датой определения на-

логовой базы по НДС при выполнении работ (оказании услуг) в области космической деятельности является дата выполнения работ (оказания услуг).

Полученные выводы позволяют налогоплательщикам, работающим в космической отрасли, ориентироваться в положениях налогового законодательства, правомерно применять ставку НДС в размере 0 % и правильно определять момент возникновения налоговой базы по НДС. Наличие льгот позволяет не только оперативно решать определенные экономические и социальные проблемы страны, но и способствует стимулированию развития космической отрасли.

Литература

- [1] Боброва К.О., Морозова Н.Г. Эффективные методы администрирования НДС // Актуальные проблемы бухгалтерского учета, анализа, контроля и налогообложения в условиях цифровизации экономики: межвузовский сб. науч. тр. и результатов совместных научно-исследовательских проектов, представленных на 3-й Междунар. науч.-практ. конф. в Государственном университете управления / Государственный университет управления, кафедра бухгалтерского учета, аудита и налогообложения. М.: Издательский дом ГУУ, 2019. 448 с. С. 306–311.
- [2] Обоснование концепции развития бухгалтерского учета, аудита, контроля, формирования социально-экономической, налоговой стратегии РФ и способов их реализации на длительную перспективу / кол. авторов; под общ. ред. Т.М. Рогоуленко. М.: РУСАЙНС, 2019. 292 с.

PRACTICAL ASPECTS OF VAT TAXATION SPACE INDUSTRY

Z.M. Korzovatykh

N.G. Morozov

mng14@mail.ru

State University of Management

The application of the 0 % rate on value added tax causes difficulties for taxpayers operating in the space industry, due to the fact that the Tax code of the Russian Federation does not accurately disclose some aspects of its application. The authors consider controversial issues regarding the legality of the application by taxpayers performing work in the field of space activities, the VAT rate of 0 %, in the absence of a full package of supporting documents, as well as the procedure for determining the moment of occurrence of the VAT tax base.

НОВЫЕ ТЕНДЕНЦИИ МИРОВОГО КОСМИЧЕСКОГО РЫНКА

Д.С. Князева

Т.Н. Рыжикова

daryaknyazevaa@yandex.ru

tnr411@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Определены новые тенденции мирового космического рынка в период 2017 – 2019 гг. Рассмотрены тенденции перехода от одноразовых средств выведения среднего класса к частично многоразовым; перехода от одноразовых возвращаемых аппаратов типа «капсула» к многоразовым; перехода к развертыванию и подготовке начала эксплуатации кластерных группировок малых космических аппаратов на низкой околоземной орбите. Проведен предварительный анализ результатов деятельности интегрированных производственных структур на примере компании Space Exploration Technologies (SpaceX).

В условиях глобального политического, идеологического и экономического противостояния космические исследования пионеров космоса в СССР и США возникли и развивались с целью решения крупных национальных задач. Все работы велись при финансовой, организационной и административной поддержке государства. Однако космическая отрасль очень затратная, требующая постоянного обновления технологий, высококвалифицированных, а следовательно, высокооплачиваемых кадров, поэтому любому государству такая ноша оказывается «не по плечу». Проблему коммерциализации можно решить с помощью государственно-частного партнерства. Это позволяет сделать деятельность по освоению космоса и оказанию услуг в космической сфере рентабельной: найти возможности для расширения рынка, понять потребности и приоритеты пользователей космической техники и услуг, выделить зоны прибыли и т. д.

Под деятельностью государственных и частных компаний, которые участвуют в разработке и предоставлении космической продукции и услуг, принято понимать «экономику космической деятельности», или «мировой космический рынок» [1].

Исследования состояния мирового космического рынка (далее по тексту — МКР), определение основных тенденций его развития, ежегодно проводятся государственными, коммерческими и общественными организациями в различных странах.

Анализ спроса на мировом космическом рынке играет важную роль при формировании краткосрочных и долгосрочных планов производства космической продукции и услуг, так же как и анализ новых тенденций мирового космического рынка.

В данной работе предпринята попытка сформулировать перечень новых тенденций мирового космического рынка, проанализировать причины их возникновения и ключевые факторы, которые помогли им сформироваться.

Основными сегментами мирового космического рынка являются производство и продажа средств выведения (ракет-носителей различного класса), производство и продажа полезных грузов (космических аппаратов различного класса), производство и продажа наземного оборудования, предоставление потребительских услуг от эксплуатации полезных грузов, результатов космической деятельности.

С выходом на мировой космический рынок коммерческих компаний, таких как Space Exploration Technologies (SpaceX) и других, произошли существенные изменения, которые можно классифицировать как новые тенденции.

«Первая» новая тенденция МКР — «многократное использование ракетных блоков первой ступени ракеты-носителя среднего класса повышенной грузоподъемности».

Впервые в мировой практике было достигнуто многократное (4 раза) использование ракетного блока первой ступени ракеты-носителя Falcon 9 Block5. С момента начала эксплуатации ракет-носителей типа Falcon 9 было осуществлено 76 запусков.

При этом было предпринято 45 попыток возвращения ракетных блоков первой ступени для повторного использования, 38 из которых закончились успешно. Было проведено три модернизации ракет-носителей типа Falcon 9, которые позволили создать на базе модификации Block 5 ракету-носитель сверхтяжелого класса Falcon Heavy, которая совершила в 2018–2019 гг. три успешных запуска, включая запуск полезной нагрузки кластерного типа. При запусках ракеты-носителя сверхтяжелого класса Falcon Heavy также повторно использовались уже ранее летавшие ракетные блоки первых ступеней [2].

Параллельно с многократным использованием ракетных блоков первой ступени впервые в мировой практике было продемонстрировано повторное использование створок головного обтекателя.

По экспертным оценкам, многократное использование материальной части ракеты-носителя — ракетного блока первой ступени, створок головного обтекателя — дает экономический эффект до 25...30 % от первоначальной стоимости изделия.

«Вторая» новая тенденция МКР — многократное использование возвращаемых аппаратов типа «капсула».

«Третья» новая тенденция МКР — создание на базе коммерческой компании SpaceX прообраза интегрированной производственной структуры, которая обеспечивает реализацию полного замкнутого «коммерческого космического цикла»: — разработка и производство средств выведения — разработка, производство, и эксплуатация полезных нагрузок различного назначения (транспортные грузовозвращающие и пилотируемые корабли, космические аппараты и т. д.) — предоставление коммерческих услуг от эксплуатации собственных полезных нагрузок.

Производственная и экспериментальная база компании SpaceX обеспечивает возможность реализации «космического производства товаров и услуг» практически замкнутого цикла: процент покупных изделий, необходимых для производства ракет-носителей, транспортных кораблей, космических аппаратов, не превышает 5...10 % себестоимости продукции.

Литература

- [1] Макарова Д.Ю., Хрусталёв Е.Ю. Концептуальный анализ мирового и российского ракетно-космических производств и рынков // Экономический анализ: теория и практика. 2015. № 28. С. 11–27.
- [2] Сайт компании SpaceX. URL <https://spacex.com> (дата обращения 25.11.2019).
- [3] Launch U. Business-Oriented Benefits Analysis, Bryce Space and Technology; prepared for Aerospace Corporation, July 31, 2019. URL: <https://www.brycetek.com> (дата обращения 25.11.2019).

SOME NEW TRENDS OF THE WORLD SPACE MARKET

D.S. Knyazev
T.N. Ryzhikova

daryaknyazevaa@yandex.ru
tnr411@yandex.ru

Bauman Moscow State Technical University

The goal of the article is to identify some new trends in the global space market in the period 2017–2019. The authors have considered the tendencies of the transition from disposable means of removing the middle class to partially reusable; the transition from disposable returned capsule-type to reusable devices; transition to the deployment and preparation of the start of operation of cluster constellations of small spacecraft in low Earth orbit. A preliminary analysis of the results of integrated production structures was carried out using the example of Space Exploration Technologies (SpaceX).

КОГНИТИВНЫЕ ФАКТОРЫ ПРОИЗВОДСТВА В НАУЧНО-ИССЛЕДОВАТЕЛЬСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ ВЫСОКОТЕХНОЛОГИЧНЫХ ПРЕДПРИЯТИЙ

И.Н. Омельченко

logistic@bmstu.ru

Е.Н. Горлачева

egorlacheva@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В основе современного развития высокотехнологичных предприятий лежит интеллектуальный капитал. Капитализация мыслительных способностей человека в условиях развития цифровых технологий приводит к такому росту стоимости предприятий, который не обеспечивается традиционными для индустриального развития (поведенческими) факторами производства. Исключительное свойство человеческого капитала продуцировать априори неочевидные (креативные) решения становится основой конкурентного преимущества в высокотехнологичной сфере. Эти обстоятельства приводят к реструктуризации факторов производства: снижается значение поведенческих факторов, повышается роль мыслительных функций, влияющих на результат производственного процесса. В интеллектуальном капитале возрастает ценность знаний, опыта, навыков, креативности корпоративного персонала, которые являются накопленными результатами прошлой когнитивной деятельности. Это приводит к превалированию когнитивного фактора производства (КФП) как ресурса, ставшего значимым средством инновационной деятельности.

Развитие цифровых технологий, беспрецедентный рост инновационной составляющей в производственных процессах и их результатах — все это требует концентрации интеллектуального капитала в высокотехнологичных видах деятельности. Ценность интеллектуального капитала определена такими аспектами, которые позволяют трансформировать информацию в знание, знание — в действие, действие — в принципиально новый товарный продукт.

Становится понятным увеличение когнитивной составляющей производительной силы человеческого капитала в современных условиях экономического развития: возникновение и рост когнитивного фактора происходит независимо от того, как называть экономику: индустриальной, информационной или цифровой. Любая концепция экономического развития будет включать в себя когнитивный фактор как существенную составляющую ресурсов, используемых в производстве, основанном на высоких технологиях. Поэтому эффективное управление высокотехнологичным предприятием становится невозможным без учета когнитивных факторов производства (КФП). Выделяя когнитивность в качестве производственного фактора, необходимо найти количественные показатели этой стороны трудовых ресурсов. Без решения этой задачи эффективное использование КФП остается весьма проблематичным.

Практическая сторона когнитивности проявляется в способности человеческого разума превращать восприятия в знания с последующим критическим анализом. Эта специфика порождает своеобразный эффект роста когнитивности. Сущность этого явления состоит в том, что в производственной деятельности превращение восприятия в знания дополняются обратным мыслительным процессом превращения знаний в восприятия. Без такого расширенного (производительного) действия когнитивности (т. е. способности превращать знания в восприятия через орудия труда) невозможна никакая предметная деятельность. Именно в этом расширенном функциональном состоянии когнитивность существует в виде производственного ресурса; из индивидуальной «способности мыслить» трансформируется в коллективную способность производить.

Для дальнейшего исследования важным представляется то обстоятельство, что специфика использования когнитивности как средства производства приводит к концепции знания, осмысленного через понимание его производительного назначения. Очевидно, что процесс производства — в своем постоянстве и инновационном развитии — содержит в себе не менее постоянный процесс роста когнитивности.

Необходимый уровень насыщенности будем называть когнитивной емкостью трудового процесса. Когнитивность становится фактором не только в силу причинности и обусловленности ее отношения к производству. Основным признаком ее отнесения к факторам является ее трансформация в меру когнитивности: единства качественной и количественной сторон этого средства производства. Качественной стороной является полиморфизм когнитивности, выраженный в виде опыта, знания, креативности, которые в разном соотношении являются условиями практического приложения этого ресурса к технологии, организации, управлению производственной деятельностью. Количественная сторона связана с выделением такой числовой характеристики когнитивности, которая меняется за счет числа, размеров, порядка связи элементов, т. е. структурных изменений. Наличие количественной характеристики становится второй необходимой стороной меры когнитивности, превращения ее из средства в фактор производства. Этот вывод имеет два существенных значения: во-первых, раскрывает необходимость введения количественной оценки как имманентного свойства КФП; во-вторых, сужает поиск способов количественной оценки до области структурного анализа качественной стороны когнитивности.

Количественную оценку когнитивного потенциала пытаются связать с уровнем компетенции конкретных специалистов при их отборе для выполнения тех или иных производственных функций. Для этого используются различные модели и методики расчетов интегральных показателей индивидуальной когнитивности человека [1, 2]. В отличие от интеграционного подхода в этих исследованиях оценивается не когнитивный потенциал производства в целом, но уровень способностей претендентов на выполнение конкретных производственных функций [3, 4]. Очевидно, что индивидуализированный подход неприменим к решению сформулированной задачи. С методологической позиции в этих работах иной объект исследования: их результаты не призваны решить проблему численной оценки КФП.

Количественные соотношения между элементами когнитивной структуры будем в дальнейшем называть структурной когнитивностью. Очевидно, что различие видов производственной деятельности определяет различие структурной когнитивности факторов производства. Одни виды производительной деятельности требуют больше опыта в форме профессиональных навыков и приемов, другие, наоборот, требуют больше знаний, опыта в приращении знаний и профессиональных навыков в их передаче другим. Исключением, может быть, является креативность, которая приветствуется во всех сферах современного высокотехнологичного наукоемкого производства. Известно, что величина труда является общей количественной характеристикой составных частей когнитивности вне зависимости от соотношения знания, опыта, креативности. Следовательно, структура человеческого капитала, обусловленная технологией производства, содержит в себе структурную когнитивность, которую можно использовать для исчисления количественного показателя КФП. Это связано с тем, что структура производственной деятельности должна соответствовать когнитивной структуре трудовых ресурсов. Структурное соответствие является условием рационального использования человеческого капитала. Отсюда следует важное заключение: количественная сторона когнитивного фактора производства определяется теми количественными отличиями в оплате труда, которые связаны с необходимым опытом, знаниями, креативностью.

Литература

- [1] Абрамова Н.А., Коврига С.В. О некоторых аспектах формирования и согласования понятий и их влияния на качество интеллектуальной деятельности // Тез. докл. 2-й междунар. конф. по когнитивной науке / СПГУ. СПб., 2006. Т. 2. С. 607.
- [2] Авдеева З.К., Коврига С.В., Макаренко Д.И., Максимов В.И. Когнитивный подход в управлении // Проблемы управления, 2007. — Спец. выпуск памяти И.В. Прангишвили (в печати).
- [3] Ажмухамедов И.М. Нечеткая когнитивная модель оценки компетенции специалиста // Информационные технологии в образовательной деятельности. Вестник АГТУ. Сер. Управление, вычислительная техника и информатика. 2011. № 2. С. 186–190.
- [4] Кузнецов О.П., Кулинич А.А., Марковский А.В. Анализ влияний при управлении слабоструктурированными ситуациями на основе когнитивных карт // Человеческий фактор в управлении / под ред. Н.А. Абрамовой, К.С. Гинсберга, Д.А. Новикова. М.: КомКнига, 2006. С. 313–344.

THE COGNITIVE PRODUCTION FACTORS IN SCIENTIFIC ACTIVITIES OF THE HIGH TECHNOLOGY ENTERPRISES

I.N. Omelchenko

logistic@bmstu.ru

E.N. Gorlacheva

egorlacheva@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

The high technology enterprises use intellectual capital as the main determinants of their modern development. The capitalization of human intellectual abilities in terms of the cyber technology development leads to the tremendous values of the enterprises, that can't be provided by traditional production factors used in the industrial epoch. The preeminent characteristic of the human intellectual abilities to produce creative decisions becomes the feature of competitive advantages in high technology sphere. These circumstances lead to the reengineering of the production factors due to the increase of intellectual functions influencing the results of a high tech enterprise. The value of knowledge, experience and creativity increases in the structure of the intellectual capital. All these issues are the results of the accumulated cognitive activities. It leads to the prevailing of the cognitive production factors in the innovation activities of a high tech enterprise.



СЕКЦИЯ 9. КОСМОНАВТИКА И УСТОЙЧИВОЕ РАЗВИТИЕ ОБЩЕСТВА (КОНЦЕПЦИИ, ПРОБЛЕМЫ, РЕШЕНИЯ)

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СОБСТВЕННЫХ РЕСУРСОВ АСТЕРОИДА ДЛЯ ИЗМЕНЕНИЯ ЕГО ОРБИТЫ

Н.И. Стельмах
К.С. Каптелина

natali.stelmakh.85@mail.ru

АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения»

Доклад посвящен частной задаче управляемого перемещения астероида в космосе с целью освоения и использования его минерально-сырьевых ресурсов. В докладе рассмотрен облик космической системы для перемещения астероида в космическом пространстве с использованием его ресурсов (КСПА в КП). Приведен перечень необходимого оборудования для переработки воды в компоненты ракетного топлива и описан процесс его использования. Выполнены проектные баллистические расчеты по определению энергомассовых характеристик КСПА в КП с оценкой возможностей системы выведения. Приведен пример расчета характеристической скорости, необходимой для изменения орбиты астероида известной массы с оценкой изменения параметров его движения.

Проведены исследования по облику КСПА в КП для размещения на астероиде с целью получения из вещества астероида воды, извлечение его, переработку в компоненты топлива для работы ракетного двигателя, предназначенного для перемещения астероида.

Разработка технологий по добыче минерально-сырьевых ресурсов космоса становится за рубежом актуальным трендом.

Развитие технологий по освоению минерально-сырьевых ресурсов вошло в стадию ре-альных космических решений по проектам и защите прав интеллектуальной собственности; сформированы заинтересованные группы предпринимателей и инвесторов, в том числе с международным сотрудничеством в области освоения минерально-сырьевых ресурсов; в США оказывается государственная поддержка коммерческому частному использованию космического пространства.

В настоящее время разрабатываются средства исследования астероидов с помощью космических аппаратов (КА), например, в проекте по исследованию астероидов главного пояса с помощью КА с электроракетной двигательной установкой [1] исследованы предварительные результаты анализа возможности реализации миссии в главный пояс астероидов.

Для эффективного использования ресурсов астероидов требуется решение задачи перемещения астероида с его орбиты на орбиту, удобную для его освоения.

При расчетах разработки КСПА в КП в качестве модельного объекта был выбран астероид, находящийся в точке L_5 , принадлежащий к группе троянских астероидов Марса.

Результаты работы заключаются в формировании облика предлагаемого проекта группировки КА, доставляемых на астероид, решающих задачу его управляемого перемещения с использованием ресурсов этого астероида и в исследовании способа реализации этого проекта [2].

Технический эффект при реализации предлагаемого способа и облика КСПА в КП заключается в получении возможности использования минерально-сырьевых ресурсов астероида за счет замены его орбиты сложной конфигурации на расчетную эл-

липтическую или круговую орбиту, наиболее удобную для применения космических средств освоения его ресурсов.

Изменение траектории астероида имеет преимущество перед вариантом много-разовых челночных полетов к астероиду на его первоначальной орбите. Изменение траектории астероида для приближения его к Земле имеет преимущество перед вариантом его освоения на первоначальной орбите, так как при этом требуется большое число дорогостоящих миссий к астероиду с промышленным оборудованием и обеспечивающими материалами.

Литература

- [1] Проект по исследованию астероидов главного пояса с помощью космического аппарата с электроракетной двигательной установкой» / А.Е. Шаханов, А.М. Крайнов, Е.В. Власенков, Т.Ш. Комбаев, П.С. Черников.
- [2] Уведомление о приеме и регистрации заявки (от 19.02.2019 вх. № 008632, регистрационный № 2019104569) «Способ изменения орбиты астероида с использованием его собственных ресурсов в качестве топлива для ракетного двигателя, устанавливаемого на нем».

UTILIZATION OF AN ASTEROID'S OWN RESOURCES FOR ORBIT VARIATION

N. Stelmakh
K. Kaptelina

natali.stelmakh.85@mail.ru

Joint Stock Company "Central Research Institute for Machine Building",
Korolev, Moscow Region

The report is devoted to a particular problem of the guided travel of an asteroid in space in order to develop and use its mineral resources. The report examined the appearance of the space system for moving an asteroid in outer space using its resources. The list of necessary equipment for processing water into rocket fuel components is given and the process of its use is described. Design ballistic calculations were performed to determine the energy-mass characteristics of the KSPA in KP with an assessment of the capabilities of the elimination system. An example of calculating the characteristic velocity necessary for asteroid's orbit variation with an estimate of the change in its motion parameters is given.

ОПТИМИЗАЦИЯ ПОДСИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО ОБЪЕКТА ПО ОПЕРАТИВНОСТИ, СТЕПЕНИ ГОТОВНОСТИ И СТОИМОСТИ ИНФОРМАЦИОННОГО ПРОДУКТА

Ю.А. Матвеев¹
П.А. Козёдра²
А.А. Позин²
В.М. Шершаков²

matveev_ya@mail.ru
kozedra@rpatyphoon.ru
pozin@rpatyphoon.ru
shershakov@rpatyphoon.ru

¹ Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

² ФГБУ «НПО "Тайфун"»

Работа направлена на разработку актуальной проблемы системного проектирования — оценки развития инновационных проектов и их готовности для коммерциа-

лизации с целью повышения их эффективной реализации и качества. Представлены особенности создания космического объекта для широкого круга решаемых задач геофизики, метеорологии, гелиогеофизики. Показаны его структурный состав, оптимизированный на основе современных технологий, и модернизация ряда комплексов.

Совершенствование оценки развития инновационных проектов и их степени готовности для коммерциализации с целью повышения эффективности и качества актуально для большинства организаций, участвующих в инновационной деятельности. Для таких проектов характерно наличие рисков вследствие несбалансированности развития проекта, например, развитие технологии без соответствующей подготовки производства или рыночной готовности, что может привести к появлению не востребованности продукта ракетно-космической деятельности (РКД).

Одно из таких направлений проектов — создание систем малых космических аппаратов (МКА) и их орбитальных группировок (ОГ), использование которых объясняется относительно низкой стоимостью изготовления и разработки, а также удешевлением вывода на расчетные орбиты, конкурентной стоимостью эксплуатации и относительно невысокими затратами. Ряд проектов, связанных с модернизацией, универсализацией, разработкой новых подходов и методов проектирования и конструирования, является актуальным и востребованным не только в ведущих странах мира, но и развивающихся.

Внедрение технологий на базе МКА поддерживается сегодня направлениями современных технологий развития науки и техники, такими как мехатроника, переход к цифровым технологиям в управлении, прогрессом в использовании конструкционных материалов, заделом смежных отраслей космонавтики и целым рядом других технических решений.

В то время как в Море идет операционный процесс использования систем на основе МКА, у нас в известной литературе [1] рассматриваются только подходы по созданию облика МКА дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) как элемента низкоорбитальной группировки. Однако известно, что общие подходы были изложены в работах [2]. Задачи комплексной оптимизации параметров КС ДЗЗ детально изложены в работах [3], в том числе программы развития (модернизации) и наземных ракетно-космических комплексов, наземных комплексов управления, наземных комплексов приема, обработки и распространения. Комплексное исследование развития подсистем космических объектов (КО) применительно к созданию ОГ для северного региона достаточно полно изложено в работе [4]. В работе также представлены системные проблемы эксплуатируемых отечественных систем ДЗЗ. Для решения проблем авторами предложен проект на основе учета опыта и научно-технического задела по модернизации исследовательских метеорологических ракет. На примере сегментов современной системы ракетных исследований (РИ): привлекаемых средств, наземной структуры и ракетно-космических средств, расположенных на станции ракетного зондирования атмосферы (СРЗА), представляющих собой сложную организационно-техническую управляющую систему, путем декомпозиции подсистем которой выявлены структуры, позволяющие их использовать для реализации КО.

Представлен алгоритм анализа подсистем КО по оперативности, степени готовности и стоимости информационного продукта, по модели изложенной в работе [4].

Рассмотрены системные вопросы реализации инновационного проекта — создания КО. Проектные исследования показали, что используя опыт и научно-технический задел по системе РИ, в частности СРЗА, возможно выделить некоторые структуры, оценить их параметры, найти рациональные технические решения по их унификации и модернизации, степень готовности технологии и использовать их в подсистемах КО для решения широкого круга задач, оптимизировать стоимость

проекта (объекта), делая его привлекательным на рынке космических услуг и продукта РКД.

Литература

- [1] Мосин Д.А., Северенко А.В., Михайленко А.В. Подход к созданию облика малого космического аппарата дистанционного зондирования Земли как элемента многоспутниковой низкоорбитальной группировки // Научное наследие и развитие идей К.Э. Циолковского. Материалы 54 научных чтений памяти К.Э. Циолковского. Ч. 2. Калуга: изд-во АКФ «Политоп». 2019. С. 90–94.
- [2] Разработка систем космических аппаратов / под ред. П. Фортескью, Г. Суарнейда, Д. Старка; пер. с англ. М: Альпина Паблишер, 2016. С. 655.
- [3] Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. Исследования влияния надежности модификаций КА на программу развития космической системы // Вестник ФГУП НПО им. Лавочкина. 2015. № 16. С. 41–47.
- [4] Козедра П.А., Матвеев Ю.А., Позин А.А., Чикачева Ю.В., Шершаков В.М. Оценка возможностей проектов ракет-носителей сверхлегкого класса для формирования спутниковых группировок // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2019. № 9. С. 20–27.

EFFICIENCY, DEGREE OF READINESS AND THE COST OF THE INFORMATION PRODUCT OPTIMIZATION OF SPACE OBJECT SUBSYSTEMS

Y.A. Matveev¹

matveev_ya@mail.ru

P.A. Kozedra²

kozedra@rpatyphoon.ru

A.A. Pozin²

pozin@rpatyphoon.ru

V.M. Shershakov²

shershakov@rpatyphoon.ru

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University)

² State Institution "Research and Production Association "Typhoon"

The work is aimed at development an urgent problem of system design — development assessment of innovative projects and their readiness for commercialization in order to increase their effective implementation and quality. The features of creating a space object for a wide range of tasks for geophysics, meteorology, heliogeophysicists were demonstrated. Its structural composition, optimized on the basis of modern technologies and the modernization of complexes, is shown.

ТЕХНОЛОГИЯ ПОВЫШЕНИЯ УРОВНЯ ИДЕНТИФИКАЦИИ МКА В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Е.М.Твердохлебова

TverdochlebovaEM@tsniimash.ru

В.Е. Сергеев

SergeevVE@tsniimash.ru

Р.В. Шаповалов

ShapovalovRV@NII.lan

АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения», г. Королёв Московской обл.

Прогнозируется резкое увеличение количества МКА в околоземном космическом пространстве. Возникает проблема повышения нагрузки на системы контроля космическо-

го пространства. Предлагается разработать технологию повышения уровня идентификации МКА в космическом пространстве. Для этого используют светоотражающие покрытия для надписи на МКА. Разрабатывают кодировку информации, содержащейся в надписи, и средства наземного считывания. При обосновании данного предложения проведены патентные исследования и получен патент на изобретение №2442998.

Особенностью состояния современной космонавтики является расширение доступа в космическое пространство, обеспечиваемое эффективными средствами доставки. Развиваются способы использования космических технологий, совершенствуется ракетно-космическая техника. Разрабатываются проекты с использованием группировок с большим числом малых космических аппаратов (МКА). В результате прогнозируется резкое увеличение количества МКА в околоземном космическом пространстве. Возникает проблема повышения нагрузки на системы контроля космического пространства. В космической деятельности участвует все большее число государств, на орбиты выводятся МКА коммерческого назначения различных фирм, компаний, ассоциаций.

Правовой основой контроля космического пространства являются требования международного документа «Конвенция о регистрации объектов, запускаемых в космическое пространство» 1977 г. [1] Генеральный секретарь Организации Объединенных Наций ведет реестр, в который заносится информация, предоставляемая каждым государством регистрации включая следующую информацию о каждом космическом объекте, занесенным в его национальный регистр; название запускающего государства или запускающих государств; соответствующее обозначение космического объекта или его регистрационный номер; дату и территорию или место запуска; основные параметры орбиты, включая: период обращения, наклонение, апогей, перигей, общее назначение космического объекта.

При практическом контроле космического пространства, требования к которому возрастают в связи с международной ответственностью за ущерб [3], возникают проблемы временной потери наблюдения за космическим аппаратом, необходимость своевременного контроля за маневрирующими, разделяющимися космическими аппаратами при увеличивающемся количестве МКА и объектов космического мусора.

Предлагается разработать технологию повышения уровня идентификации МКА в космическом пространстве, в рамках которой:

- регистрационные данные каждого малого космического аппарата наносят на него с возможность наблюдения, считывания и опознавания не только в космосе, но и наземными средствами;

- регистрационные данные МКА наносят непосредственно на его детали, имеющие вероятность достижения поверхности Земли при прохождении через атмосферу или вероятность превратиться в космический мусор;

- регистрационные, индикаторные данные МКА наносят внутри замкнутых объемов МКА с возможностью наблюдения наземными средствами при разрушении МКА.

Для реализации предлагаемой технологии используют светоотражающие покрытия для надписи на МКА, разрабатывают кодировку информации, содержащейся в надписи, и средства наземного считывания.

Такая технология по мере разработки может быть предложена на площадке Комитета ООН по космосу для подготовки проекта соответствующего международного документа по усилению мер идентификации космических аппаратов в космическом пространстве.

При обосновании данного предложения проведены патентные исследования и получен патент № 2442998 «Способ идентификации космических аппаратов и их обломков в космическом пространстве (варианты)» [3].

Литература

- [1] Конвенция о регистрации объектов, запускаемых в космическое пространство. 1977 г.
- [2] Конвенция о международной ответственности за ущерб, причиненный космическими объектами. 1972 г.
- [3] Патент № 2442998 «Способ идентификации космических аппаратов и их обломков в космическом пространстве (варианты)».

SMALL SPACECRAFT IDENTIFICATION IN OUTER SPACE LEVEL ENHANCEMENT TECHNOLOGY

E.M. Tverdochlebova

V.E. Sergeev

R.V. Shapovalov

TverdochlebovaEM@tsniimash.ru

SergeevVE@tsniimash.ru

ShapovalovRV@NII.Ian

Joint Stock Company “Central Research Institute for Machine Building”

A sharp increase in the number of small spacecraft in near-Earth space is predicted. There is a problem of increasing the load on the space monitoring system. It is proposed to develop a technology to increase the level of small spacecraft identification in outer space. To do this, use reflective coatings for inscription on the small spacecraft. An encoding of the information contained in the inscription and ground reading means are being developed. When substantiating this proposal, patent studies were conducted and a patent for the invention No.2442998 was obtained.

НОВЫЕ ПОДХОДЫ К СИСТЕМНОМУ ПРОЕКТИРОВАНИЮ СЛОЖНЫХ АЭРОКОСМИЧЕСКИХ СИСТЕМ

А.А. Тищенко

artbat1933@mail.ru

Ветеран НПОМАШ и ЦНКМАШ

Предлагаемая публикация направлена на разработку актуальной проблемы системного проектирования (СП). Она раскрывает методологическое единство и связь с базовой задачей проектного анализа — многокритериальной интегративной эффективностью многосвязных сложных технических систем (СТС).

Интегративная проектная эффективность включает полный спектр критериев системного качества аэрокосмической системы (АКС) — надежность, готовность к применению, полные затраты ЖЦ, а также адекватные оценки результативности системы, включая целевую и операционную эффективность применения АКС с учетом живучести и безопасности.

Этот материал был доложен автором на научных Королёвских чтениях в 2019 г. [1, 2].

В последние полвека произошло существенное развитие методов и подходов к проектированию АКС. Еще в 1942 г. в эвакуированном КБ Н.Н. Поликарпов при создании новейшего истребителя И-154 пришел к новой методологии анализа его «боевой эффективности» с учетом тактико-технических, летно-конструктивных характеристик и мощи вооружения в борьбе с немецкими истребителями. В 1944 году, будучи пре-

подавателем Московского авиационного института, он мечтал, чтобы вместо только конструирования самолетов была разработана теория их проектирования, которой не видно и сегодня.

Но даже последнее 2018 г. издание «Проектирование самолетов» [3] не ушло от общественного и не раскрытого методически критерия «эффект – затраты». К тому же не определив, кто в КБ этим должен заниматься и когда, не задействовав даже обобщенный критерий технического уровня, категорию качества и отраслевых стандартов.

Реальный проектный анализ и синтез АКС жидутся: на спектре новых принципов, производственных отношениях участников проекта, базовых закономерностях системного анализа (системотехники) и сложных структурных факторах АКС, основанных на базовых физических законах. Например, на принципе двойственности сложных систем Н. Бора, а также на принципе анализа разнородных процессов функционирования систем с учетом проявления детерминированных свойств качества и стохастических конечных состояний системы — Блеза Паскаля.

Обновленный подход к формированию методической базы СМП включает следующие направления:

- дополнение принципов системного анализа принципами проектного анализа и синтеза,
- выход на программы обеспечения полного ЖЦ по совокупности критериев системного качества,
- задействование не только этапных подходов к процессу проектирования, но и укрупненных специфических стадий формирования облика АКС с участием головных НИИ отрасли и заказчика.

Передовые страны сегодня давно ушли от архаичных процессов проектирования и разработки АКС в сторону междисциплинарной инновационной методологии с учетом опыта разработки информационно-коммуникационных систем (ИКС) в рамках инфраструктурных проектов в форме государственно-частного партнерства силами консорциумов.

Это формы полного производственного цикла разработки, испытаний, производства, эксплуатации и технического сопровождения. Так работают ведущие корпорации Боинг и Аэрбас.

Организационная и экономическая проблематика разработки сложного проекта должна опираться на четкую госнормативную основу и базовые международные стандарты:

- СММ-зрелость коллективов проектантов ISO-50505,
- процессов полной технологии ЖЦ — ISO-120125,
- отраслевого аэрокосмического стандарта системного качества АКС — AS-9000.

Структура проектного параметрического исследования на основе системного и компонентного анализа целевого комплекса (ЛА) включает начальную проектную оценку исходного уровня системного качества АКС на основе всех основных критериев ее интегративной эффективности, безопасности и живучести [1, 2].

Исходной базой для всех СМП является интеграция творческих начал инновационной технологии проектирования и организации проектных работ, включая специфические процессы — ключевые и изобретательство, основные новаторские практики проектирования, узловые процессы моделей синтеза и оптимизации, а также ключевые наработки отечественных головных НИИ заказчика и институтов аэрокосмической отрасли.

Сегодня в РФ из процесса обеспечения качества АКС исключены опытные научные школы и кадры. В этих условиях предлагаемый автором новый подход к системологии по проектной эффективности и началам СМП [4, 5] требуют развития и внедрения в

ОКБ и НПО. Кроме того, должна быть существенно пересмотрена система контрактирования новых сложных проектов АКС с выходом на критерии системного качества, а не усеченный подход оценки проектов по бюджету (запреты на разработку) и срокам, как это реализуется в госзаказе.

Литература

- [1] Тищенко А.А. Научно-инженерный подход к проектированию комплексов летательных аппаратов // Труды 42 чтений по космонавтике. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018. 424 с.
- [2] Тищенко А.А. Проектная интегративная эффективность сложных технических систем // Труды 43 чтений по космонавтике. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. Т. 1. С. 231–233.
- [3] Погосян М.А. Лисейцев Н.К. и др. Проектирование самолетов. М.: Инновационное машиностроение, 2018. 864 с.
- [4] Тищенко А.А., Ярополов В.И. Моделирование при обеспечении безопасности космических полетов. М.: Машиностроение, 1981. 189 с.
- [5] Северцев Н.А., Тищенко А.А. К системному управлению безопасностью транспортных комплексов // Вестник Международного института управления. 2011. № 5–6. С. 98–105.

NEW APPROACHES TO SYSTEM DESIGN OF COMPLEX AEROSPACE SYSTEMS

A.A. Tishchenko

artbat1933@mail.ru

Veteran of JSC “TsNIIMash” and “TsNKMash”

The proposed publication is aimed at developing an urgent problem of system design (NSR). It reveals the methodological unity and relationship with the basic task of project analysis, multicriteria integrative effectiveness of multiply connected complex technical systems (STS).

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ТЕХНОЛОГИИ САМОЛИКВИДАЦИИ ОТРАБОТАВШИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В КОСМИЧЕСКОМ ПРОСТРАНСТВЕ

В.Е. Сергеев¹

SergeevVE@tsniimash.ru

М.В. Яковлев¹

Michael.V.Yakovlev@tsniimash.ru

Л.В. Седых²

lvseдых@mail.ru

¹АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения», г. Королёв Московской обл.

²НИТУ «МИСИС»

Прогнозируется продолжение техногенного засорения околоземного космического пространства. Разрабатываются способы и устройства для предотвращения этого процесса. Предлагается использовать технологию самоликвидации отработавших космических аппаратов в космическом пространстве. Для этого используют материалы, срок службы которых ограничивается под воздействием факторов космического пространства. Разрабатывают устройства, которые обеспечивают ускоренный перевод элементов космического аппарата в газообразное состояние после окончания срока активного существования. При обосновании данного предложения проведены патентные исследования и получен патент на изобретение № 2698608.

После окончания срока активного существования космического аппарата начинается время его пассивного существования. С этого момента космический аппарат становится космическим мусором и представляет опасность для космической деятельности. Известны способы и устройства для устранения техногенного засорения околоземного космического пространства. В их числе способы разрушения фрагментов космического мусора путем воздействия на них лазерным излучением. Разрабатываются технические решения по удалению крупногабаритных фрагментов космического мусора, включая нефункционирующие космические аппараты, с использованием специализированных космических аппаратов, захватывающих космический мусор, или воздействующими на него и удаляющих с орбиты. Патенты №№ RU 2040448, RU 2040449, RU 2046081, RU 2000259.

В настоящее время экологические требования в области производства бытовой продукции заставляют активно вести разработки с использованием принципа разрушения и ее ликвидации после окончания срока целевого использования. Сюда входят пластмассы, бытовые пленки, тара и т. д. с ограничением срока службы.

Такой же принцип стали использовать в военном деле. Агентство по перспективному оборонным научно-исследовательским разработкам США (DARPA) занимается реализацией проекта создания растворимой электроники. Эта программа подразумевает разработку электронных схем и компонентов, которые при необходимости можно было бы растворить в воде. Несколько компаний и университетов занимаются созданием самоуничтожающейся электроники, например полностью самоуничтожающейся под действием тепла микросхемы. DARPA задает разработку «исчезающих» беспилотных летательных аппаратов, которые будут использоваться силами специальных операций. Проект получил название ICARUS. Исследователи из Университета Карнеги – Меллон разрабатывают полимеры, способные разрушаться до мономеров под воздействием электрического импульса. Разработка разлагаемого электричеством полимера ведется в качестве побочного проекта программы ICARUS.

При внедрении принципа самоликвидации в ракетно-космической технике необходимо учитывать, что отработанные способы уничтожения подрывом ракетных блоков для космических аппаратов в условиях космического пространства не применимы, так как создают облако обломков, которое становится космическим мусором.

Особенностью состояния современной космонавтики является расширение доступа в космическое пространство, обеспечиваемое эффективными средствами доставки. Развиваются способы использования космических технологий, совершенствуется ракетно-космическая техника. Разрабатываются проекты с использованием группировок с большим числом малых космических аппаратов (МКА). В результате прогнозируется резкое увеличение количества МКА в околоземном космическом пространстве. Возникает проблема повышения нагрузки на системы контроля космического пространства. В космической деятельности участвует все большее число государств, на орбиты выводятся МКА коммерческого назначения различных фирм, компаний, ассоциаций.

В Российской Федерации ведется непрерывная деятельность по формированию нормативно-технических документов, определяющих условия по снижению техногенного засорения околоземного космического пространства. В Российской Федерации действует Национальный стандарт ГОСТ Р 52925–2018 «Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства» [1]. Данный акт устанавливает механизм реализации в Российской Федерации требований акта «Руководящие принципы Комитета по использованию космического пространства в мирных целях по предупреждению образования космического мусора» [2]. Требования российского

стандарта гармонизированы с требованиями этого акта и другими международными документами.

В стандарте ГОСТ Р 52925–2018 среди основных источников техногенного засорения ОКП приведен фактор — самоликвидация КА (систем КА) после окончания их активного функционирования или в результате возникновения аварийной ситуации. Допускается самоликвидация КСр непосредственно перед их входом в плотные слои атмосферы для уменьшения риска падения крупных КО на Землю. На штатных орбитах самоликвидация КСр (в том числе специальных КА) не допускается.

Наше предложение заключается в том, чтобы для предотвращения техногенного засорения ОКП использовать технологию самоликвидации космического аппарата после выполнения им заданной программы работ при выполнении требования не допускать возникновения облака обломков.

Реализация этого предложения потребует внесения изменения в ГОСТ Р 52925–2018 по разрешению самоликвидации КСр на штатных орбитах.

В результате проведенного патентного поиска и оформления заявки на изобретение получен патент № 2698608 «Способ ограничения срока пассивного существования элементов космического аппарата в околоземном космическом пространстве и устройство для его осуществления».

Группа изобретений относится к изготовлению и эксплуатации конструкции и оборудования космического аппарата (КА), преимущественно ИСЗ. По окончании срока активного существования КА его элементы переводят в газообразное состояние под воздействием факторов космического пространства. С этой целью элементы КА изготавливают из материалов со свойством сублимации под воздействием указанных факторов. При этом создают условия ускоренной сублимации, удаляя защитную пленку с элементов КА и/или нагревая их. Потерю массы элементов обеспечивают в заданном порядке, не допускающем образования обломков и отделяющихся частей.

Предлагаемое устройство содержит блок самоуничтожения КА по программе запуска активизации ускоренной сублимации элементов КА. Предусмотрен радиоканал получения команды на самоуничтожение КА с наземного центра управления.

Технический результат заключается в повышении эффективности мер, принимаемых для предотвращения техногенного засорения околоземного космического пространства элементами.

Литература

- [1] Национальный стандарт ГОСТ Р 52925–2018. Изделия космической техники. Общие требования к космическим средствам по ограничению техногенного засорения околоземного космического пространства. 2018.
- [2] Руководящие принципы Комитета по использованию космического пространства в мирных целях по предупреждению образования космического мусора. А/АС.105/С.1/L.260.
- [3] Патент № 2698608 «Способ ограничения срока пассивного существования элементов космического аппарата в околоземном космическом пространстве и устройство для его осуществления».

SELF-LIQUIDATION TECHNOLOGY FOR EXPLOITED SPACE VEHICLES IN SPACE

V.E. Sergeev¹
M.V. Yakovlev¹
L.V. Sedych²

SergeevVE@tsniimash.ru
Michael.V.Yakovlev@tsniimash.ru
lvsedych@mail.ru

¹ Joint Stock Company “Central Research Institute for Machine Building”

² NUST MISIS

The continuation of technogenic pollution of near-Earth outer space is predicted. Methods and devices are being developed to prevent this process. It is proposed to use the technology of self-destruction of spent spacecraft in outer space. The service life of materials is limited under the influence of factors of outer space. Devices are being developed that provide accelerated translation of the spacecraft elements into a gaseous state after the end of the active life period. In substantiation of this proposal, patent studies were conducted and a patent for invention No.2698608 was obtained.

КОЛЛЕКТИВНЫЙ РАЗУМ СЕГОДНЯ И В БУДУЩЕМ

В.Д. Кусков
Е.Л. Новикова

KVD-NEL@MAIL.RU

Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского

Наибольшую эффективность принимаемые решения достигают при организации выработки решений методами коллективного штурма разумом многих людей. Разработка методов решений коллективным разумом представляется одним из перспективных направлений совершенствования созидательной деятельности. К проблеме можно подходить с позиции коллективного разума, реализуемого в настоящем и его видением в будущем авторами теории открытого информационного общества.

Значение и место в нашей созидательной деятельности человека и социума в целом все больше зависит от высокого уровня интеллектуальных решений, в основе которых лежит творческая работа разума. Считается, что наибольшую эффективность принимаемые решения достигают при организации выработки решений методами коллективного штурма разумом многих людей. Поэтому разработка методов решений коллективным разумом представляется одним из перспективных направлений совершенствования созидательной деятельности.

К коллективному разуму можно подходить с позиции коллективного разума, реализуемого в настоящем и его видением в будущем авторами теории открытого информационного общества [1].

Перешагивая через трудности и эволюцию коллективного разума авторы проекта СТКС (тема «Перспектива») утверждают: «Глубинные знания мироздания человечество должно получать не за счет личностей и гениев как некоторую подачку в виде озарений, а за счет их хорошо организованного «коллективного труда» и коллективного разума (инструменты труда). В такой постановке «социум должен стать фундаментом и основой для создания новой инициативной академической науки». Новая наука должна стать на путь нового прочтения теоремы Пифагора — прямой и обратной задачи физического доказательства (теоремы Пифагора). Это будущее предполагается положить в основу государственной темы «Перспектива». Не являясь ряженым

«одеждами» Академических ученых, не бросаемся сразу же критиковать или не соглашаться с автором теории (Хайченко В.А. [1]). Выдаваемые положения организованного процесса творчества коллективного разума заслуживают внимательного изучения процессов созидательного труда, «не ориентированного на материалистическое миропонимание, технократическое мышление и колониционное сознание ...». [2] Здесь автор, говоря об информации, интуитивно утверждает, что это не поток данных и сведений, а то, что информация должна представлять сущность объективной реальности. С этим утверждением можно согласиться, так как большинство моделей объективной реальности сформировано на основе цифровых моделей, возникших в известных работах Нобелевских лауреатов начала века (Эйнштейн, Планк, Гейзенберг и др.), дававших «видимое» объяснение мироустройства. Но в настоящем этот численно-цифровой подход к объяснению мироустройства все меньше отвечает на вопрос о сущности мироустройства.

В реальности коллективный разум рождается вместе со становлением больших технических систем в 40-е годы прошлого века. Авиация, космонавтика, атомная промышленность создаются в рамках больших КБ, НИИ под руководством тех, кому пришло озарение «свыше». Все большие КБ и НИИ коллективно разрабатывают это озарение, и их задача довести их до материализации в виде конкретных самолетов, ракет, ядерных реакторов. Эти озарения пришли к главным конструкторам, и они их реализуют. Как развитие уже известного или близкого к известному. Задача состоит в наилучшей материализации. Но если вы не генеральный конструктор, и вас посетила новая реальность, неизвестная всем, и вы ее постигаете, это совершенно не значит, что ее примет коллективный разум. Известные устоявшиеся истины этого не позволят. Не позволит вам и комиссия РАН под руководством академика Кругликова. Вы сделали шаг в области антинаучного, чего не должно быть. Даже если человечество преодолеет страх перед неизвестным, то коллективный разум примет новую реальность после длительного сопротивления. Это отдельная самостоятельная проблема. Преодоление — это проблема невосприятия, принятая наукой. Для этого необходимо к науке подходить как к системе с размытыми множествами.

Проблема коллективного разума, затронутая в докладах В.А. Хайченко [3], при ее пока угловатости имеет место, и как будет выглядеть практика космического разума — предмет для серьезных осмыслений и исследований.

А может быть сила интеллекта и разума состоит не в его коллективности, а в его индивидуальности и глубокого проникновения в суть мироустройства и его жизни.

Литература

- [1] http://www.skibr.ru/content/main/VAN_viki.htm
- [2] Коллективный разум. По мотивам дискуссии о круглом столе в Государственной Думе Российской Федерации, 30 мая 2016 г. <http://www.skibr.ru/content/main/img/viki/mir-ie/KR.pdf>
- [3] Хайченко В.А. Коллективный разум — источник энергии и труда. Проект доклада по просьбе Мельникова Владимира Павловича для представителей МАИ. Россия, Москва, 01.05.2019. <http://www.skibr.ru/content/main/img/viki/mir-ie/krist.pdf>

COLLECTIVE INTELLIGENCE TODAY AND IN THE FUTURE

V.D. Kuskov
E.L. Novikova

KVD-NEL@MAIL.RU

K.E. Tzyolkovsky's Russian Academy of Cosmonautics

The decisions made are most effective when organizing decision-making by collective assault by the minds of many people. The development of decision methods by the collective mind seems to be one of the promising directions for improving creative activity. The problem can be approached from the perspective of the collective mind, implemented in the present and its vision in the future by the authors of the theory of an open information society.

ПИЛОТИРУЕМОЕ ОСВОЕНИЕ ЛУНЫ ДЛЯ ПРЕДОТВРАЩЕНИЯ ГЛОБАЛЬНОГО ПОТЕПЛЕНИЯ КЛИМАТА НА ЗЕМЛЕ

Г.Л. Сизенцев
В.В. Синявский
Б.А. Соколов

Victor.Sinyavsky@rsce.ru

Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва

Для частичного парирования потепления климата Земли предлагается разработать из лунных материалов резервный космический энергоклиматический комплекс с солнечно-парусными кораблями, функционирующими в линейной точке Лагранжа $L_{1\phi}$ фотогравитационного поля Земля–Солнце, требующий значительных финансовых затрат. Решение проблемы возможно при условии пилотируемого освоения Луны с добычей и доставкой к Земле редкоземельных металлов астероидного происхождения.

Специалисты-климатологи утверждают, что потепление климата больше чем на 2 °C до конца столетия чревато тяжелыми последствиями для Земли. Если не ограничить выбросы парниковых газов, глобальное потепление к 2100 г. может составить 6 °C, что повлечет за собой катастрофические последствия. Однако возможность удержания роста температуры не более 2 °C при использовании только возобновляемых источников энергии вызывает сомнение из-за разногласий в политических и экономических интересах стран мирового сообщества [1]. В дополнение к принятому мировым сообществом решению проблемы «удержания роста температуры не более 2 °C» предлагается использовать нераскрытые потенциалы космонавтики, прежде всего пилотируемой, в решении глобальной проблемы потепления климата.

В работе [2] предложено создать из лунных материалов резервный космический энергоклиматический комплекс (РЮКК), ключевыми элементами которого, выполняющими регулирование температуры земной атмосферы, являются солнечно-парусные корабли (СПК). Сборка СПК производится в окололунном пространстве, а функционирование — в линейной точке Лагранжа $L_{1\phi}$ фотогравитационного поля Земля–Солнце. Для обеспечения равновесия сил основную массу СПК должен составлять балласт из лунного грунта. Проектные проработки РКЭКК с коэффициентом перекрытия солнечного потока 0,001 и соответственно с защитным уровнем 0,3 °C должны содержать 3 СПК с радиусом паруса каждого 220 км и при коэффициенте отражения поверхности паруса 0,1 масса СПК составит 3,75 млн т, в том числе масса балласта 2,95 млн т [2].

К работам по строительству СПК можно приступить после начала функционирования лунной производственной инфраструктуры (ЛПИ), содержащей жилой, энерге-

тический, добывающе-перерабатывающий, производственный, ресурсно-разведывательный комплексы, самопроизводящийся комплекс автоматических средств и др. Транспортная система Земля–Луна–Земля должна содержать высокоэффективные средства многоразового использования, в частности электроракетные буксиры, работающие на лунном топливе, которые доставляют с Земли элементы для производственного, добывающего и перерабатывающего и других комплексов [3]. С помощью комплекса электромагнитных катапульти и лунного энергетического комплекса на окололунной «окололинейной» орбите (NRO) формируется сборочное производство (СБП) СПК. Размещение солнечно-энергетического комплекса на южном полюсе Луны в районе кратера Шактона позволяет обеспечивать энергией всю промышленную инфраструктуру на Луне полные лунные сутки.

В работе [2] авторами исследована эффективность РКЭК при начале уменьшения выбросов CO_2 в атмосферу с 2030 г.

Проектные исследования показали, что даже для частичного парирования угрозы потепления климата Земли потребуются разработка новых технологий для создания космических конструкций огромной массы при значительных финансовых затратах. Решение этих проблем возможно лишь при условии пилотируемого освоения Луны.

В работе [4] показано, что при скорости падения астероида на поверхность Луны меньше 12 км/с ударник может частично сохраниться в механически раздробленном состоянии. Следовательно, к числу возможных ресурсов, присутствующих на Луне, следует отнести никель, кобальт, платину и редкие металлы астероидного происхождения. В результате падения «медленных» астероидов только размером порядка 1000 м общая масса платины и платиноидов на поверхности Луны может составить до 14,1 млн т.

К ключевой составляющей комплекса добычи и доставки (КДД) на Землю редкоземельных металлов относится грузовой транспортная система, способная обеспечить грузопоток с Луны на Землю масштабно в десятки тысяч тонн полезного груза (ПГ) в год. Такой грузопоток, по мнению авторов, может быть обеспечен лишь при использовании электромагнитных катапульти, разгоняющих контейнеры с ПГ до скорости порядка 3 км/с. Оценки показали, что для контейнеров, рассчитанных на перегрузку в 50 единиц, длина разгонной части катапульти будет составлять порядка 10 км.

Конструктивно грузовой контейнер для ПГ должен представлять собой аналогию возвращаемого со второй космической скоростью аппарата орбитального корабля типа «Союз», выполненного в масштабе, необходимом для размещения ПГ. Аналогия распространяется и на состав бортовых систем контейнера, обеспечивающих управление движением в плотных слоях земной атмосферы. Посадку предлагается совершать в выбранных районах водной незамерзающей круглый год акватории Земли, для чего контейнер должен обладать приемлемым запасом плавучести. Если КДД содержит три катапульти с контейнерами массой ПГ 50 т каждый, которые будут производить в среднем за месяц залповый выброс из двух катапульти один раз в земные сутки в направлении, противоположном движению Луны вокруг Земли, то создаваемый при этом грузопоток ПГ составит 36 500 т в год. В соответствии с данными [4] рыночная стоимость по ценам 2017 г. платины и платиноидов массой 1650 т оценивалась в 51 млрд долл. США. Следовательно, рассматриваемый комплекс способен доставлять на Землю ПГ стоимостью более триллиона долларов в год.

Финансирование выполнения задач по созданию лунной инфраструктуры может быть обеспечено за счет международного кредитования и инвестиций под эгидой ООН, а вот наиболее энергоемкой задачи — создания СПК и ввода в эксплуатацию РКЭК — за счет самокомпенсации финансовых затрат от реализации добытых на Луне редких на Земле элементов [2], с использованием части этой прибыли для адаптации к потеплению климата на Земле.

Пополнение Адаптационного фонда ООН за счет реализации редких материалов, добытых на Луне, позволит увеличить финансовую помощь развивающимся странам в борьбе с последствиями изменения климата и оказать поддержку развития лунной промышленной инфраструктуры и создания космической системы регулирования термического режима, стабилизировать географические координаты климатических зон, уровень океана и т. д., уменьшив потери живой природы. Одновременно, используя технологии и производство РКЭКК, человечество получит возможность создания автономных планетных баз, масштабных орбитальных сооружений и солнечно-парусного флота для дальнейшего развития космонавтики и освоения Солнечной системы.

Литература

- [1] Кокорин А.О. Изменение климата: обзор Пятого оценочного доклада. М.: Всемирный фонд дикой природы (WWF), 2014. 80 с. URL: <http://www.wwf.ru/resources/publ/book/916> (дата обращения 28.07.2015).
- [2] Сизенцев Г.А., Синявский В.В., Соколов Б.А. Концепция космического энергоклиматического комплекса для парирования превышения глобальной температуры над допустимым уровнем // Космическая техника и технологии. 2019. № 1. С. 107–119.
- [3] Грибков А.С., Романов С.Ю., Севастьянов Н.И., Синявский В.В. Лунный добывающий и промышленно-перерабатывающий комплекс на базе атомной теплоэлектростанции // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 3. С. 22–34.
- [4] Шевченко В.В. Утилизация привнесенного на Луну астероидного вещества как более экономичный путь к получению космических ресурсов высокой ценности // Космическая техника и технологии. 2018. № 1. С. 5–22.

MANNED LUNAR EXPLORATION FOR THE PREVENTION OF GLOBAL CLIMATE WARMING ON THE EARTH

G.A. Sizentsev
V.V. Sinyavskiy
B.A. Sokolov

Victor.Sinyavsky@rsce.ru

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation "Energia"

To partially decrease for the warming of the Earth's climate, it is proposed to develop a backup space energy-climatic complex from lunar materials with solar-sailing ships operating at the linear Lagrange point 1.1f of the Earth-Sun photogravitational field, which requires significant financial costs. A solution to the problem is possible under the condition of manned exploration of the Moon with the extraction and delivery to Earth of rare earth metals of asteroid origin.

ОТРАБОТКА ПОСАДКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА МАЛЫЕ НЕБЕСНЫЕ ТЕЛА КАК ЧАСТЬ БОРЬБЫ С «АСТЕРОИДНОЙ ОПАСНОСТЬЮ»

С. П. Буслаев

se.bouslaev@yandex.ru

АО «НПО Лавочкина»

Посадка космических аппаратов (КА) на малые небесные тела (МНТ) рассматривается с точки зрения борьбы с астероидной опасностью. При этом к посадочным аппаратам

(ПА) предъявляются особые требования, необходимые для операций на поверхности астероидов. Целесообразно наличие двух типов КА — исследовательских КА и рабочих КА для выполнения конкретных действий по ликвидации астероидной угрозы.

В настоящее время ситуация со столкновением астероидов с Землей утешительная, так как рассчитанные траектории известных на сегодня астероидов не пересекаются с Землей. В то же время борьба с астероидной опасностью остается актуальной по ряду причин. Неизвестно, как изменится орбита опасного астероида Апофис после пролета мимо Земли в 2029 г. и не столкнется ли он с Землей при следующих пролетах. Астрономы ежесуточно обнаруживают по несколько новых астероидов разного размера, и существует множество пока не известных потенциально опасных астероидов, которые могут столкнуться с Землей в будущем. Событие с Чебаркульским метеоритом в 2013 г. подтверждает это.

В общем случае для устранения опасности столкновения с неким угрожающим небесным объектом необходимо выполнение трех этапов: обнаружение опасного объекта, полет к объекту специального КА, определенные операции космического аппарата с опасным объектом для устранения столкновения астероида с Землей. В докладе уделяется внимание выполнению этих операций, множество которых с различной степенью реализуемости предложено к настоящему времени:

- кинетический таран другим объектом по опасному астероиду;
- буксировка астероида с опасной орбиты с помощью специального космического аппарата буксира;
- астероидный гравитационный буксир;
- атомный взрыв внутри астероида для разрушения его на фрагменты;
- атомный взрыв снаружи астероида для испарения его поверхности и создания реактивной силы для изменения траектории его движения;
- прикрепление к астероиду солнечного паруса для его увода;
- изменение альбеда астероида, например, путем его окраски для изменения солнечного давления и параметров орбиты астероида;
- облучение астероида лазерным лучом для испарения его поверхности и создания реактивной силы;
- другие способы.

Некоторые из этих способов требуют контакта с поверхностью астероида, другие являются бесконтактными. Для эффективного применения всех вышеперечисленных способов требуются характеристики астероида: данные о его строении, данные о степени его фрагментации, данные о массе и инерционных характеристиках, данные о составе и др.

Исследования, проведенные с помощью космических аппаратов (Shoemaker, Hayabusa, Rosetta, Hayabusa-2, Minerva, Mascot, OSIRIS-REx и др.), показали большое разнообразие в строении астероидов, которые могут быть не только монолитными, но и быть конгломерацией больших глыб и зернистого материала. Астероиды могут представлять собой систему двух или более тел, как двойной астероид Дидим [1]. Астероиды могут иметь различную форму, в том числе и сложную, например, в виде гантели с различной плотностью в разных частях астероида.

Следует заметить, что даже сейчас спустя 111 лет существуют различные гипотезы Тунгусского события, описывающие природу неизвестного малого небесного тела, вторгшегося в земную атмосферу над Сибирью в 1908 году. При внешнем воздействии на астероиды с неизвестными характеристиками целостность и первоначальное состояние астероидов могут нарушиться и окончательный эффект после воздействия будет отличаться от первоначально задуманного и может быть непредвиденным.

Для получения данных об опасном астероиде необходим исследовательский КА, обладающий следующей функциональностью: ПА должен уметь позиционировать

свое место на астероиде и вблизи него, должен иметь способность многократно перелетать на заданные места, способность неоднократно прикрепляться к астероиду. Система управления ПА должна автономно строить на борту 3D-модель астероида. Такой исследовательский ПА должен иметь набор научных приборов для автономных научных исследований — определение состава материала астероида, его структуры и строения, автономное определение массово-инерционной модели астероида.

В настоящее время аппараты для посадки на малые небесные тела условно можно разделить на две группы. К первой группе можно отнести Долгоживущую Автономную Станцию («ДАС») разработки НПО Лавочкина [2], входившую в состав советских КА «Фобос-1,2», и европейский посадочный аппарат Philae космического аппарата «Rosetta» [3]. При этом ДАС имел технические средства для однократной посадки на поверхность малого небесного тела и для однократного прикрепления аппарата к Фобосу. К сожалению, экспедиция «Фобос-1,2» окончилась неудачей вблизи Фобоса, и проверить работоспособность «ДАС» не удалось. Посадочному аппарату Philae повезло больше, и он совершил посадку на комету Чурюмова-Герасименко. КА Philae также имел средства для посадки и для прикрепления к грунту, которые, однако, оказались функционально ненадежными, и посадка происходила в непредусмотренном режиме. Примером посадочного аппарата второй группы может быть советский ПА «ПРОП-Ф», разработанный во ВНИИТрансмаш [4] и способный совершать многократные прыжковые перемещения по поверхности МНТ. К сожалению, «ПРОП-Ф» находился на борту КА «Фобос-2», который аварийно прекратил свое существование вблизи Фобоса. Позже, через 25 лет, подобные мобильные посадочные аппараты применялись в японских аппаратах Minerva и в европейском «астероиходе» MASCOT.

Таким образом, сама миссия по устранению астероидной опасности в некоторых случаях может выглядеть следующим образом. К опасному астероиду с интервалом времени будут направляться два КА: первый будет исследовательским для изучения астероида и будет совершать посадки на астероид, второй будет рабочим для выполнения конкретной задачи (производство атомного взрыва, окраска астероида, монтаж солнечного паруса и пр.). По результатам исследовательского КА будет приниматься окончательное решение относительно операций рабочего КА.

Литература

- [1] Lange C., Biele J., Ulamec S., Krause Ch., Cozzoni B., Küchemann O., Tardivel S., Ho T.-M., Grimm Ch., Grundmann J.T., Wejmo E., Schröder S., Lange M., Reill J., Hérique A., Rogez Y., Plettemeier D., Carnelli I., Ziach Ch. MASCOT2 — A small body lander to investigate the interior of 65803 Didymos' moon in the frame of the AIDA/Alim mission // *Acta Astronautica*. 2018. Vol. 149. Pp. 25–34.
- [2] Буслаев С.П. Моделирование посадки космических аппаратов на грунты Венеры и Фобоса // *Общероссийский науч.-техн. журн. «Полет»*. 2011. № 1. С. 35–40.
- [3] Jurado E., Martin T., Canalias E., Blazquez A., Garmier R., Ceolin T., Gaudon Ph., Delmas C., Biele J., Ulamec St., Remeteau E., Torres A., Laurent-Varin J., Dolives B., Herique A., Rogez Y., Kofman W., Jorda L., Vincent J.-B. Rosetta lander Philae: Flight Dynamics analyses for landing site selection and post-landing operations // *Acta Astronautica*. 2016. Vol. 125. Pp. 65–79.
- [4] Ulamec S., Kucherenko V., Biele J., Bogatchev A., Makurin A., Matrossov S. Hopper concepts for small body landers // *Advances in Space research*. 2011. Vol. 47, Issue 3. Pp. 428–439.

DEVELOPMENT OF SPACECRAFT LANDING ON SMALL CELESTIAL BODIES AS PART OF THE FIGHT AGAINST "ASTEROID DANGER"

S. P. Buslaev

se.bouslaev@yandex.ru

Lavochkin Research and Production Association

The landing of spacecraft (LS) on small celestial bodies (SCB) is considered from the point of view of combating an asteroid hazard. At the same time, there are special requirements for landing vehicles (LV) necessary for operations on the surface of asteroids. It is advisable to have two types of spacecraft — research spacecraft and working spacecraft to perform specific actions to eliminate the asteroid threat.

ТЕОРИЯ ГИПЕРВСЕЛЕННОЙ О СТРУКТУРЕ МНОГОМЕРНОГО ЗАМКНУТОГО ВРЕМЕНИ

P. B. Хачатуров

rv_khach@yahoo.ie

ВЦ им. А.А. Дородницына ФИЦ ИУ РАН

На основании теории Гипервселенной описана структура и топология Времени, в котором происходит вращение пятимерного тора Гипервселенной. Изложены основные положения этой теории, из которой вытекают законы периодического изменения размера, скорости и ускорения расширения/сжатия нашей Вселенной в процессе ее движения по пятимерному тору Гипервселенной. Обосновано предположение о многомерности и замкнутости Времени с точки зрения теории Гипервселенной.

Введение. Теория Гипервселенной, представленная в предыдущих моих работах (например, в [1–4]), описывает, прежде всего, многомерную пространственную структуру и топологию нашей Гипервселенной, которая в соответствии с этой теорией представляет собой вращающийся пятимерный тор. Не менее важным вопросом является структура и топология Времени, в котором происходит это вращение. В данной работе описаны и обоснованы предположения о многомерности и замкнутости Времени с точки зрения теории Гипервселенной.

Основные положения теории Гипервселенной. В соответствии с теорией Гипервселенной [1–4] наша Вселенная представляет собой расширяющуюся (в настоящий момент с ускорением) трехмерную гиперповерхность четырехмерного шара (гиперсферу) радиусом около 10 миллиардов световых лет и объемом, соответственно, около 20000 миллиардов световых лет кубических, а Гипервселенная — вращающийся пятимерный тор, по которому движется наша Вселенная, периодически изменяя свой размер. Получены законы периодического изменения радиуса, скорости и ускорения расширения (сжатия) Вселенной при ее движении по поверхности пятимерного тора Гипервселенной, объяснена природа Гравитации (следствия искривления пространственно-временного континуума Вселенной), связанная с движением нашей Вселенной по замкнутой траектории вдоль поверхности пятимерного тора Гипервселенной [1–4].

О многомерности Времени. Существует две, на первый взгляд противоречащие друг другу, философско-религиозные концепции, о которых необходимо сказать, прежде чем перейти к вопросу о размерности времени.

Согласно первой, человеку предоставлена полная свобода воли в принятии любых решений. Все основные религии придерживаются именно этой точки зрения.

Согласно второй, абсолютно все предопределено, никакой свободы воли нет и быть не может (фатализм).

Основным аргументом фаталистов является то, что если бы у каждого человека была свобода воли, то в каждый момент времени вся Вселенная (с сотнями миллиардов Галактик и звезд) должна была бы разветвляться на огромное число различных независимых ветвей развития (ветвей времени), так как та Вселенная, где реализовалась свобода воли одного человека, была бы несовместима с той Вселенной, где реализовалась свобода воли другого. Такие огромные растраты материи и энергии неоправданно велики, из чего и делается вывод, что никакой свободы воли ни у людей, ни у животных нет, нам только кажется (в силу слабости нашего мозга), что мы сами принимаем решения, а на самом деле миллиарды лет назад все было предопределено до малейшей детали. Аргументы фатализма весьма весомы и логичны. Однако отсутствие свободы воли и полная предопределенность лишает смысла и нашу жизнь, и существование всей Вселенной. Возможно ли примирить эти две концепции?

Представим себе дерево ветвей времени, которое должно получаться при реализации свободы воли каждого человека. Очевидно, что если расположить его на плоскости, то все его ветви спокойно на ней разместятся. Поэтому, если время не одномерно (как свойственно априори предполагать людям в силу того, что они сами одномерны по времени), а хотя бы двумерно, то противоречие исчезает: вся карта времени была изначально создана и полностью определена (как и утверждает фатализм), но по какому пути по ней идти, каждый человек имеет возможность решать самостоятельно, реализуя в каждый момент времени свою полную свободу воли.

Очевидно, что на плоскости может разместиться не только счетное множество ветвей, но и множество мощности континуум различных траекторий. Однако, вполне возможно, что время более чем двумерно. Например, для того, чтобы разные выбранные пути во временном пространстве могли проходить друг над другом, не пересекаясь, необходима по крайней мере трехмерность времени. Это означает, в частности, что перемещаться во времени можно не только вперед и назад (в будущее и прошлое), но и вправо-влево, и вверх-вниз.

Заключение. В соответствии с предложенной теорией и математической моделью наша Вселенная прошла по поверхности тора Гипервселенной чуть меньше четверти периода расширения. Скорость расширения сейчас увеличивается, а ее максимум будет достигнут примерно через 16,5 миллиардов лет, затем эта скорость начнет уменьшаться и еще примерно через 31 миллиард лет станет равной нулю. Радиус кривизны Вселенной тогда достигнет максимума ($R_2 \approx 44,7$ млрд световых лет), и начнется период сжатия. Он продлится около 62,5 млрд лет, в результате чего радиус Вселенной станет минимальным ($R_1 \approx 4,7$ млрд световых лет). После этого вновь начнется период расширения.

Есть основания предполагать, что Время, в котором находится пятимерный тор Гипервселенной, трехмерно и замкнуто (подобно трехмерному пространству нашей Вселенной), и представляет собой трехмерную гиперповерхность четырехмерного шара (или тора) Времени. Радиус кривизны четырехмерного шара (или тела тора) Времени должен быть в таком случае равен нескольким периодам собственного вращения пятимерного тора Гипервселенной, т. е. иметь величину порядка триллиона лет. Таким образом, если предположение о трехмерности и замкнутости Времени верно, то размерность пространственно-временного континуума, в котором пятимерный тор нашей Гипервселенной движется в трехмерном замкнутом Времени, равна 8. А с учетом искривленности и замкнутости Времени по четвертой временной координате общая размерность пространственно-временного континуума будет равна 9.

Литература

- [1] Хачатуров Р.В. Теория пятимерной тороидальной Гипервселенной // Прикладная математика и математическая физика. 2015. Т. 1, № 1. С. 129–146.
- [2] Хачатуров Р.В. Объяснение природы гравитации и черных дыр с помощью теории Гипервселенной // Труды XL академических чтений по космонавтике, посвященных памяти С.П. Королёва (Москва, январь 2016). М.: Комиссия РАН, 2016. С. 153–155.
- [3] Хачатуров Р.В. Обмен материей и энергией между параллельными Вселенными с точки зрения теории Гипервселенной // Гагаринский сборник. XLIV международные общественно-научные чтения, посвященные памяти Ю. А. Гагарина (Гагарин, Март 2017). Гагарин: БФ Мемориального музея Ю. А. Гагарина, 2017. С. 420–444.
- [4] Хачатуров Р.В. Динамика изменения размера Вселенной и природа гравитации в соответствии с математической моделью и теорией Гипервселенной // Труды Всероссийской научной конференции «Моделирование коэволюции природы и общества: проблемы и опыт (Моисеев–100)». Научное издание: ФИЦ ИУ РАН, 2017. С. 93–102.

THE HYPERUNIVERSE THEORY ON THE STRUCTURE OF MULTIDIMENSIONAL CLOSED TIME

R.V. Khachaturo

rv_khach@yahoo.ie

Dorodnitsyn Computing Centre

The structure and topology of Time is described on the basis of the theory of the Hyperuniverse, which states the rotation of the five-dimensional torus of the Hyperuniverse in Time. The main provisions of this theory are stated, from which the laws of periodically changing the size, speed and acceleration of expansion / contraction of our Universe in the process of its movement along the five-dimensional torus of the Hyperuniverse follow. The assumption about the multidimensionality and isolation of Time from the point of view of the theory of the Hyperuniverse is grounded.

ПОДХОД К ОЦЕНКЕ НАДЕЖНОСТИ СЕРИЙНЫХ ИЗДЕЛИЙ С ЭЛЕМЕНТАМИ ИЗ ХРУПКИХ МАТЕРИАЛОВ

В.В. Кирюшина

vkiryushina@gmail.com

П.В. Коваленко

Д.А. Рогов

АО «ОНПП “Технология” им. А.Г. Ромашина»

Рассматриваются методы оценки прочностной надежности антенных обтекателей летательных аппаратов из хрупких керамических материалов в серийном производстве. Отмечены недостатки традиционного метода теории надежности, основанного на использовании функции Лапласа и результатов периодических испытаний натурных изделий. Предложен альтернативный подход к оценке надежности, основанный на модели хрупкого разрушения Вейбулла и результатах испытаний образцов материала.

Эффективность любой сложной технической системы определяется ее надежностью, т. е. способностью работать без отказов в течение требуемого срока при заданных условиях эксплуатации. При проектировании надежность закладывается, при изготов-

лении — обеспечивается, а при эксплуатации — реализуется. Измерение надежности не может быть осуществлено обычными способами измерения технических параметров, поэтому важную роль играют достоверные методы оценки.

В работе рассматриваются методы оценки прочностной надежности (вероятности неразрушения) антенных обтекателей летательных аппаратов (ЛА) из хрупких керамических материалов в серийном производстве.

Качество изготовленных за определенный период изделий и соответствие их характеристик требованиям технического задания (ТЗ) согласно ГОСТ РВ 15.307–2002 подтверждается периодическими испытаниями (ПИ), которым подвергаются натурные изделия и образцы материалов в установленных объемах и последовательности.

На основе результатов ПИ проводится оценка прочностной надежности изделий за контролируемый период. Традиционно применяется классическая схема оценки надежности на основе параметра состояния изделия и его функции распределения [1]. В качестве параметра состояния, как правило, используется коэффициент запаса, в качестве функции распределения — нормальный закон распределения.

Преимущество использования коэффициента запаса состоит в его безразмерности и независимости от конструктивных особенностей, видов нагружения и форм разрушения, что удобно для сравнения различных вариантов конструкции. Однако применительно к антенным обтекателям ЛА такой подход обладает рядом недостатков.

Во-первых, ограниченное количество испытанных натурных изделий не позволяет оценить параметры распределения коэффициента запаса (математическое ожидание, дисперсию) с приемлемым уровнем доверительной вероятности. Часто испытаниям с имитацией одного вида эксплуатационного нагружения подвергается только одно изделие.

Во-вторых, не всегда при проведении испытаний определяют предельные возможности конструкции. Так, после окончания режима испытания на теплопрочностном стенде изделие может быть не доведено до разрушения, а коэффициент запаса указан более значения, определенного по результатам произвольно прерванных испытаний. Такое значение коэффициента запаса может существенно отличаться от коэффициента запаса, соответствующего разрушению, и может привести к необоснованно заниженному значению надежности, не удовлетворяющему требованиям ТЗ. Кроме того, данный параметр состояния характеризует запас прочности только по одному из видов эксплуатационной нагрузки — перерезывающей силы, никак не учитывая возрастающую при этом тепловую нагрузку.

В-третьих, использование функции нормального закона распределения для коэффициента запаса не всегда корректно обосновано ввиду отсутствия полноценного статистического материала. А по сути именно его «хвост» определяет вероятность отказа, которая мала при высоких требованиях к уровню надежности (0,999...0,9999).

Таким образом, если традиционная схема оценки надежности антенных обтекателей в серийном производстве и позволяет получить приемлемые уровни надежности изделий за контролируемый период, так только при соблюдении ряда существенных условий.

Оценка прочностной надежности изделий в производстве простым отношением количества изделий, прошедших испытания, к общему количеству испытанных изделий также некорректна, поскольку требует испытания большого количества изделий, что может быть достигнуто только расширением границ контролируемого периода, вплоть до этапа разработки. Но даже в этом случае невозможно достигнуть значений $P_{\text{тр}} = 0,999$ и выше.

Альтернативный подход к оценке прочностной надежности может быть основан на вероятностных моделях, учитывающих механизм разрушения материала в изделии под эксплуатационной нагрузкой. Наиболее применяемой в настоящее время

моделью для хрупких керамических материалов является модель Вейбулла, основанная на гриффитсовской концепции неустойчивости трещины и третьей асимптотической функции распределения наименьших значений [2, 3]. Данная модель позволяет оценить вероятность разрушения изделия одновременно с решением задачи оценки напряженно-деформированного состояния изделия при эксплуатационном нагружении.

Параметры функции распределения Вейбулла могут быть найдены по результатам прочностных испытаний образцов материала. При этом дискуссионными остаются вопросы, каким методом и на основе какой выборки оценивать данные параметры и, в частности, такой важный параметр, как модуль Вейбулла. Опыт проведения подобных расчетов показал, что оценки могут существенно отличаться друг от друга, что не позволяет задать их в качестве констант материала, а использовать скорее как характеристики стабильности технологического процесса производства за определенный временной период.

Проведенный в рамках данной работы анализ результатов испытаний ряда изделий из кварцевой керамики и их сопоставление с результатами расчетов по модели Вейбулла показал, что наилучшее прогнозирование момента разрушения дает двухпараметрическая модель Вейбулла с нулевой пороговой прочностью. В качестве значения модуля Вейбулла использована нижняя граница 95%-ного доверительного интервала, полученная методом максимального правдоподобия по результатам испытаний на трехточечный изгиб стандартных образцов от данного изделия. В случае оценки прочностной надежности изделий в серийном производстве оценку параметров модели Вейбулла рекомендовано производить по результатам испытаний образцов от изделий, изготовленных за весь контролируемый период.

Рассмотренные подходы к оценке прочностной надежности изделий позволяют отметить явные преимущества модели Вейбулла по сравнению с традиционными схемами теории надежности для таких ответственных изделий военной техники, как антенные обтекатели ЛА из хрупких керамических материалов. Использование традиционного подхода с нормальным законом распределения коэффициента запаса возможно лишь в сравнительных целях или при большом количестве испытаний.

Литература

- [1] Волков Л.И., Шишкевич А.М. Надежность летательных аппаратов. М.: Высшая школа, 1975. 296 с.
- [2] Фрейденталь А.М. Статистический подход к хрупкому разрушению // Разрушение: в 8 т. Т. 2 / под ред. Г. Либовица. М.: Мир, 1975. С. 616–645.
- [3] Болотин В. В. Статистические методы в строительной механике. М.: Стройиздат, 1965. 279 с.

AN APPROACH TO ASSESSING THE RELIABILITY OF SERIAL PRODUCTS WITH ELEMENTS MADE OF BRITTLE MATERIALS

V.V. Kiryushina
P.V. Kovalenko
D.A. Rogov

vkiryushina@gmail.com

Obninsk Research and Production Enterprise Technologiya named after A.G. Romashin

The paper discusses methods for assessing the strength reliability of antenna fairings of aircraft from brittle ceramic materials in serial production. The shortcomings of the traditional method of the theory of reliability, based on the use of the Laplace function and the results of periodic

tests of full-scale products, are noted. An alternative approach to reliability assessment is proposed, based on the Weibull brittle fracture model and test results of material samples.

ПЕРСПЕКТИВЫ ПРИМЕНЕНИЯ ПРОТИВОБУНКЕРНЫХ РАКЕТ ДЛЯ МЯГКОЙ ПОСАДКИ АСТЕРОИДА

И. Пирязев

pir1964@yandex.ru

Государственный университет управления

В настоящее время актуальность темы астероидной опасности не подвергается сомнению. Для избежания столкновения астероида с земной поверхностью предлагается или отклонение его траектории с помощью кинетического удара или его полное уничтожение в космическом пространстве с помощью ракетных ядерных зарядов. Предложение — использовать противобункерные ракеты, разработанные на базе хорошо известных противобункерных бомб.

Нет сомнений, что при должном финансировании и правовом обеспечении техническая сторона предлагаемых вариантов планетарной защиты будет реализована должным образом. Тем не менее эти предложения не исключают возможности возникновения внештатных ситуаций. Так, в российской программе «Цитадель» в случае сохранения крупных кусков астероида после ядерного взрыва в открытом Космосе и при внезапном обнаружении опасных космических объектов на близком расстоянии от Земли предусмотрено задействовать силы МЧС и ВКС. Сохранение рисков при выстраивании предлагаемых систем планетарной защиты диктует необходимость разработки дополнительных мер по снижению катастрофических последствий от неизбежного контакта астероида с земной поверхностью. С этой целью предлагается разукрупнение опасного космического объекта в верхних слоях земной атмосферы до относительно безопасных размеров порядка 20...30 м в диаметре. Это предложение — использовать противобункерные ракеты, разработанные на базе хорошо известных противобункерных бомб. При этом нести такие ракеты будут неядерные заряды.

Созданные в военных целях противобункерные бомбы предназначены для поражения взрывом целей на глубинах нескольких десятков метров от поверхности. Одним из необходимых условий эффективности точечного взрывания на конкретной глубине является достижение должной скорости приземления такой бомбы, что достигается направленным бомбометанием с высот 10 и более километров. Но ведь именно такие благоприятные условия создаются при подлете астероида на скоростях десятки километров в секунду. Только не бомба должна будет упасть на поверхность поражения, а сам объект налетит с необходимой скоростью на рой противобункерных ракет.

Существуют ли аргументы в поддержку данного казалось бы фантастического предложения? И насколько близка данная «фантастика» к реальности по сравнению с кинетическим ударом для изменения траектории опасного космического объекта или с ядерным уничтожением этого объекта в открытом Космосе? Не останавливаясь на критике уже опубликованных предложений, отметим следующее.

При скорости физического тела, измеряемой десятками километров в секунду, данное тело обладает значительной инерционностью, т. е. при наличии запаса времени в несколько суток (условно) системой космического мониторинга с высокой точностью будут спрогнозированы пространственные и временные координаты процесса

приземления опасного объекта. Значит, реально определить место и время встречи роя противобункерных ракет с астероидом в верхних слоях атмосферы. Движение такого роя должно быть строго навстречу астероиду, а ракеты роя должны быть равномерно распределены в створе контура падающего космического тела. И неважно, под каким углом к земной поверхности это тело будет падать на Землю.

Для осуществления такого сценария необходимо, чтобы по всей планете были равномерно размещены базы противобункерных ракет, с которых при наличии необходимого запаса времени (условно — несколько суток) может производиться перемещение этих ракет к местам стартов. А сами старты ракет из различных точек Земли произведут с необходимым временным упреждением (секунды-минуты), чтобы организовать непосредственно перед столкновением «ударный кулак» роя в верхних слоях атмосферы. Отметим, что таких роев может быть несколько, идущих последовательно друг за другом. Вот такая интересная логистическая система вырисовывается. Главное преимущество такого сценария — это возможность подготовить силы отражения удара непосредственно на Земле и при необходимости перегруппировать эти силы в любом направлении. Разумеется, при наличии тех самых нескольких суток запаса времени, о которых говорилось ранее.

А насколько эффективны НЕЯДЕРНЫЕ взрывы роя противобункерных ракет в верхних слоях атмосферы для разукрупнения тела астероида до относительно безопасных размеров?

К примеру: в системе «Цитадель» приводится результат расчета уничтожения в открытом Космосе астероида диаметром 500 м. Для этой цели, по мнению авторов этого расчета, необходимо 10 ракет с ядерными зарядами по 1 мегатонне каждая.

Результаты же предварительного расчета предлагаемого мягкого приземления астероида роем противобункерных ракет несколько скромнее.

В расчет было принято, что при взрыве «на выброс» расход промышленного взрывчатого вещества для твердых горных пород составляет 1 килограмм на кубометр породы, что соответствует справочным данным и практике горно-строительных работ. Для разукрупнения астероида диаметром 100 м (объем около 130 тысяч кубометров) ракетами с несущей боевой частью 2400 кг (известная американская «Глубокая глотка») потребуется рой из 55 ракет. Много это или мало? Здесь необходимо представить следующие уточнения, прежде чем окончательно ответить на данный вопрос.

1. Расход взрывчатого вещества ВВ 1 килограмм на кубометр взят для условий взрыва «на выброс», когда горную породу подготавливают буровзрывным способом до крупности, допускающей ее выемку экскаваторами. Такого измельчения при разукрупнении астероида не потребуется, так как размер безопасных блоков 20...30 м в поперечнике. То есть расход ВВ и соответственно количество ракет будет заведомо меньше.

2. Из опыта работы высокогорных карьеров известно, что в более разреженной среде эффективность ВВ для разрушения одних и тех же горных пород по сравнению с равнинными карьерами выше, что также заведомо создает предпосылки для снижения расхода этого ВВ и количества ракет.

3. Применение новейших разработок НЕЯДЕРНЫХ ВВ также снизит количество необходимых ракет.

В заключение необходимо отметить, что на Земле существуют военные НЕЯДЕРНЫЕ технологии, которые при конструктивном подходе могут превратиться из технологий разрушения и уничтожения в технологии спасения и выживания. И одной из таких технологий являются противобункерные ракеты, созданные на базе противобункерных бомб.

Надо уметь понимать Космос, который посылает нам Знания для нашего развития. Нельзя отвечать Космосу ядерными взрывами!

PROSPECTS FOR THE USE OF ANTI-BUNKER ROCKETS FOR SOFT LANDING OF AN ASTEROID

I. Piryazev

pir1964@yandex.ru

State University of Management

Currently, the relevance of the topic of asteroid danger is not in doubt. To avoid collision of the asteroid with the Earth's surface, it is proposed either to deviate its trajectory with the help of a kinetic impact or to completely destroy it in outer space using nuclear missile charges. The proposal is to use anti-bunker missiles developed on the basis of well-known anti-tank bombs.

ВОПРОСЫ ПРОГНОЗИРОВАНИЯ ПРОГРАММЫ МОДЕРНИЗАЦИИ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ И СОЗДАНИЯ МОДИФИКАЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В ПЛАНИРУЕМЫЙ ПЕРИОД

Ю.А. Матвеев

matveev_ya@mail.ru

В.А. Ламзин

8465836@mail.ru

В.В. Ламзин

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассматривается задача комплексной оптимизации параметров космической системы (КС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) и программы модернизации системы в планируемый период. Предполагается, что при модернизации КС ДЗЗ наряду с базовым объектом вводятся в действие модификации КА. Программа модернизации определяет количество модификаций КА, их основные параметры и сроки введения в эксплуатацию. Реализация программы развития КС ДЗЗ позволяет планомерно решать вопросы повышения эффективности функционирования системы.

Модернизация космической системы (КС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) связана с внесением изменений (замена подсистем или добавление новых подсистем) в базовую систему с целью повышения ее технико-экономической эффективности при новых условиях использования, что подтверждается разработкой ряда космических программ. Прогнозирование программы модернизации КС ДЗЗ и создания модификаций космических аппаратов (КА) предполагает решение задачи комплексной оптимизации параметров космической системы и программы ее модернизации в планируемый период. Задача является компромиссной и многокритериальной. Кроме оценки суммарных затрат, учитываются показатели функциональной эффективности, наличие ограничений на трудоемкость работ и др. Предполагается, что решение такой задачи позволит обоснованно подходить к определению рациональных характеристик техники и технологии космических средств ДЗЗ, целенаправленно вести работу по развитию технологической базы производства и представляет не только научный, но и практический интерес. В докладе обсуждаются особенности задачи комплексной оптимизации параметров КС ДЗЗ и программы развития системы в планируемый период. Приводится постановка задачи, при этом используется укрупненная структура космической системы, состоящая из космического и наземного сегментов. В качестве объекта космического сегмента выступает КА или орбитальная группировка КА. При формировании исходных данных использовались известные показатели прототипов

[1–3]. Приведена методика, которая включает поэтапное решение двух главных задач — оптимизации параметров КА (модификации КА) в составе КС ДЗЗ и оптимизации программы развития системы. Вектор варьируемых параметров включает параметры модификации КА, причем параметры базового КА известны. Рассматриваемый временной интервал больше временного интервала существования базовой системы. Критерий поиска решения задачи — суммарные приведенные затраты на реализацию программы модернизации КС ДЗЗ. Подробно исследованы вопросы построения рациональной программы развития системы в планируемый период, проведена сравнительная оценка влияния числа и сроков введения модификаций КА на суммарные затраты на программу модернизации системы. Полученные на модельных примерах оценки основных параметров модификаций КА могут быть использованы для детального анализа эффективности существующих и перспективных космических систем ДЗЗ с целью прогнозирования их развития, расширения области применения, продления сроков использования.

Литература

- [1] Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. Основы проектирования модификаций космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. М.: Изд-во МАИ, 2015. 176 с.
- [2] Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. Метод прогнозных исследований эффективности модификаций КА при комплексной замене подсистем // Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина. 2015. № 4. С. 53–59.
- [3] Матвеев Ю.А., Ламзин В.В. Космические системы дистанционного зондирования Земли: состояние и перспективы развития // Общероссийский научно-технический журнал «Полет». 2007. № 5. С. 31–37.

QUESTIONS OF PROGRAM FORECASTING FOR THE MODERNIZATION PROGRAM OF SPACE SYSTEM FOR EARTH REMOTE SENSING AND CREATE MODIFICATIONS OF THE SPACECRAFT IN THE PLANNED PERIOD

Yu.A. Matveev
V.A. Lamzin
V.V. Lamzin

matveev_ya@mail.ru
8465836@mail.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

The task of comprehensive optimization of the parameters of the space system (SS) of Earth remote sensing (ERS) and the program of modernization of the system in the planning period is considered. It is believed that during the modernization of the remote sensing satellite along with the base object, spacecraft modifications are put into effect. The modernization program determines the number of spacecraft modifications, their main parameters and the timing of commissioning. The implementation of the development program of the Earth remote sensing system allows you to planfully address issues of improving the efficiency of the system.

ЗОНД С УПРАВЛЕНИЕМ ВЕКТОРОМ СИЛЫ ВИНТОВ

В.А. Воронцов¹

victor-vorontsov@yandex.ru

Д.С. Хмель²

rotor_fly@mail.ru

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

²АО «НПО Лавочкина»

Для исследований Венеры может использоваться запуск с аэростата в облачном слое зондов с воздушными винтами. Обоснованы их характеристики в осевом режиме авторотации, режиме ветряка и с приводом винтов при управлении шагом и силами винтов.

Благодаря развитию авиационных технологий и систем управления беспилотные винтовые летательные аппараты получают все большее использование. В настоящее время рассматривается их использование в составе спускаемых аппаратов (СА) межпланетных станций для исследовательских миссий в атмосферах планет. На этапе снижения СА или после их посадки может производиться запуск винтового аппарата — носителя исследовательской аппаратуры, который при полете в плотных слоях атмосферы может использовать винт в режиме авторотации для торможения при снижении, для висения и посадки с использованием привода винта от двигателя. Лопастей винтов могут быть сложены и развернуты после запуска из компактного положения при раскрутке винта набегающим потоком. При раскрутке винта в сложенном положении от воздействия набегающего потока центробежные силы обеспечивают раскрытие лопастей. В режиме авторотации винт создает силу сопротивления и обеспечивает плавное снижение СА.

Развитие техники винтовых аппаратов позволяет рассматривать возможности их использования в атмосферах планет [1]. Условия использования винтовых зондов на различных планетах сильно отличаются друг от друга, поэтому необходимо исследовать и обосновать характеристики винтовых аппаратов в зависимости от параметров атмосферы для определения целесообразности их использования для исследования планет. В настоящее время достигнуты успехи в разработке вертолета для исследования Марса [4]. С учетом того, что рассматривается вопрос о использовании атмосферной платформы для исследований с обеспечением мобильности на Венеры целесообразно рассмотреть использование для этого зондов, оснащенных винтами.

С учетом опыта по исследованию Венеры с помощью аэростатного зонда целесообразно использовать запуск винтовых аппаратов с аэростата в облачном слое Венеры. Винтовые зонды при снижении в более плотные слои смогут проводить исследования атмосферы и фотографирование поверхности, а также проводить исследования после посадки на поверхность. Аэростат с оболочкой диаметром 8 м и весом 62 кг на высоте 55 км в атмосфере Венеры сможет нести 10 зондов массой по 20 кг. Воздушные массы Венеры на высотах 50...55 км перемещаются вдоль экватора с востока на запад и совершают оборот вокруг планеты в течение 4–6 земных суток [3]. При движении аэростата носителя в облачном слое Венеры вместе с воздушными массами может производиться запуск зондов над различными районами Венеры, удаленными друг от друга на тысячи километров. При запуске зондов с аэростата целесообразно развернуть лопасти винтов перед сбросом зонда. После сброса винтовой аппарат снижается ниже кромки облаков и осуществляет фотосъемку поверхности Венеры, а также передает данные на ретранслятор.

Для увеличения длительности полета на заданной высоте, кроме авторотации может использоваться привод винтов от электродвигателя с энергоснабжением от аккумуляторной батареи (АБ). Ниже облачного покрова днем и в ночной период на Венере невозможно использовать солнечную энергию для энергоснабжения, поэтому при снижении винтового аппарата электроснабжение обеспечивается за счет приво-

да генератора от винтов противоположного вращения в режиме ветряка, что позволяет существенно снизить требуемую массу АБ.

Предложен способ управления тягой винтов [2], который позволяет в режиме осевого обтекания создавать подъемную силу, перпендикулярную направлению полета при замедлении вращения винтов. Использование преимущественно осевого обтекания с управлением вектором силы винтов предложенным способом позволит улучшить управляемость, создавать подъемную силу на воздушных винтах перпендикулярно направлению полета и при полете с наклоном траектории вниз осуществлять полет с авторотированием и в режиме ветряка с приводом от винтов генератора электроэнергии, а также горизонтальный полет с использованием привода винтов от электродвигателей с электропитанием от АБ.

Для обеспечения управления тягой винтов предложен облик винтового зонда с использованием двух винтов противоположного вращения с оперением для обеспечения путевой устойчивости в полете. Причем скорость вращения винтов снижена настолько, чтобы скорость полета превосходила в несколько раз окружную скорость лопастей. Воздушный винт зонда снабжен системой ограничения скорости вращения винта, для предотвращения раскрутки ротора на авторотации винтов путем изменения углов лопастей. Циклическое изменение углов установки лопастей используется для улучшения характеристик и управляемости аналогично как у несущего винта вертолета.

На основе расчета по импульсной теории лопасти и по экспериментальным полярам винта обоснованы характеристики зонда небольшой массы 10...20 кг при полете с авторотацией винтов и с приводом вращения винта для использования на высоте от 55 до 35 км. При возрастании плотности атмосферы на высотах ниже 40 км резко снижаются индуктивные потери винтов, причем при возрастании сил и моментов на лопастях винта по мере увеличения плотности необходимо замедлять вращение винта или уменьшать его размеры.

Литература

- [1] Использование винтовых летательных аппаратов для исследования планет/В.А. Воронцов, Д.С. Хмель // 53 Научные чтения памяти К.Э. Циолковского. Калуга, 2018. С. 132–133, 345–346.
- [2] Способ полета в расширенном диапазоне скоростей на винтах с управлением вектором силы» / С.Г. Зубков, В.И. Резниченко, Д.С. Хмель // Патент РФ № 2371354, 27.10.2009. Бюл. № 30. 132 с.
- [3] Avdukevsky V.S., Marov V.Ya., Kulikov Yu.N., Shari V.P., Gorbachevskiy A.Ya., Uspenskiy G.R., Cheremukhina Z.P. Structure and parameters of the Venus atmosphere according to Venera probe data. // In Venus. Tucson: Arizona Press, 1983. Pp. 681–765.
- [4] Mars Helicopter Technology Demonstrator. J. Balaram, T. Canham, C. Duncan, M. Golombek, H.F. Grip, W. Johnson, J. Maki, A. Quon, R. Stern, D. Zhu. American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), SciTech Forum Conference; 8–12 January 2018, Kissimmee, Florida.

PROBE WITH SCREWS POWER VECTOR CONTROL

V.A. Vorontsov¹

victor-vorontsov@yandex.ru

D.S. Khmel²

rotor_fly@mail.ru

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University)

² Lavochkin Research and Production Association

To study Venus, a balloon launch in a cloudy layer of probes with propellers can be used. Their characteristics are substantiated in the axial autorotation mode, the wind turbine mode and with the propeller drive for controlling pitch and propeller forces.

ПАССИОНАРНЫЕ ТОЛЧКИ И ПИОНЕРЫ КОСМОНАВТИКИ

Лобановский Ю. И.

streamphlow@gmail.com

ПАО «Корпорация “Иркут”»

Рассматривается применение системного подхода к проблеме пассионарных толчков — разрывов непрерывности в эволюции этносов и консорций — социально значимых структурных человеческих групп. В результате анализа трех успешных пассионарных толчков: в авиации, в ракетостроении и космонавтике и при возникновении христианства, а также одного несостоявшегося, выявлены некоторые качественные закономерности проходивших при этом процессов.

Наиболее важным для успешности развития пассионарного толчка является восприимчивость окружения к возникшей идее или доктрине. А для этого необходимо, чтобы прежнее состояние дел перестало бы удовлетворять это окружение. В таком случае может возникнуть консорция, которая поддержит и начнет реализовывать эту новую идею или доктрину. Пассионарные толчки происходят в зонах наименьшего сопротивления, там, где прежние уклады не имеют большого влияния на живущих людей. В доиндустриальную эпоху эти зоны лежали на границах суперэтносов или на границах ойкумены в целом, когда была возможность уйти в незаселенные дикие пространства, за фронтир; и пассионарные толчки в такой ситуации приводили к созданию новых этносов с новыми стереотипами поведения.

В современную эпоху люди связывают возможность улучшения своей жизни с социальными или технологическими изменениями, и новые консорции возникают там, где проходит новый фронтир, не географический и не этнический, а ментальный и ноосферный. Одну из таких консорций и составили те, кого мы называем пионерами космонавтики. Основные черты процесса ее возникновения и развития на первом этапе описаны с системной точки зрения и в сопоставлении с другими рассмотренными здесь консорциями.

И, наконец, из анализа рассмотренного материала следует, что пассионарные толчки происходят по троичной схеме: последовательно действуют предтеча, создатель учения и технократ, формирующий структуру для реализации и распространения этого учения. Описаны проявления этой закономерности при возникновении современной космонавтики.

PASSION SHOCKS AND PIONEERS OF ASTRONAUTICS

Yu.I. Lobanovsky

streamphlow@gmail.com

JSC Irkut Corporation

The paper considers the application of a systematic approach to the problem of passionate shocks — discontinuities in the evolution of ethnic groups and consortia — socially significant structural human groups. As a result of the analysis of three successful passionate shocks: in aviation, in rocket science and astronautics and the beginning of Christianity, as well as one that did not take place, some qualitative regularities of the processes taking place were revealed.

ОЦЕНКИ ГЛОБАЛЬНЫХ ПОСЛЕДСТВИЙ МОЩНЫХ ИМПАКТ-СОБЫТИЙ

Ю.И. Лобановский¹

streamphlow@gmail.com

Е.Ю. Цимеринов²

¹ ПАО «Корпорация “Иркут”»

² Интернет-журнал Meteoweb.ru

Представлен простой полуэмпирический метод расчета максимального падения глобальной температуры Земли в зависимости от энергии такого катастрофического импакт-события, приводящего к выбросам пыли в атмосферу.

В последние десятилетия была осознана угроза развитию и самой жизни человечества со стороны небесных тел размером порядка нескольких километров. Возможная частота их падения на Землю достаточна для того, чтобы следовало тщательно изучать этот вопрос. Кроме локальных и/или региональных катастроф, вызванных такими импакт-событиями, будут и глобальные последствия, и самым всеохватывающим из них является падение средней температуры Земли на годы и/или десятилетия вследствие снижения прозрачности земной атмосферы из-за сильного запыления.

В докладе представлен простой полуэмпирический метод расчета максимального падения глобальной температуры Земли в зависимости от энергии такого катастрофического импакт-события, приводящего к выбросам пыли в атмосферу. Два эмпирических параметра, используемых в модели, определены сравнением получаемых с ее помощью результатов и натурных данных, а также данных численного расчета глобального климата с помощью открытого программного кода EdGCM. Натурные данные относятся к взрывным извержениям вулканов — в этих процессах запыление атмосферы происходит практически аналогичным образом. При этом для кода EdGCM использовалась полученная в ходе работы зависимость между энергией процесса и затемнением атмосферы. Показано хорошее согласование всех трех типов данных по падению глобальной температуры. Получено максимально возможное падение глобальной температуры при полном затемнении атмосферы, составляющее 55 K.

Представлены также расчетные региональные аномалии температур для случаев взрывных извержений трех стратовулканов, которые качественно сравниваются с наблюдавшимися после них атмосферными явлениями.

ESTIMATES OF THE GLOBAL IMPACT OF POWERFUL IMPACT-EVENTS

Yu.I. Lobanovsky¹

streamphlow@gmail.com

E.Yu. Tsimerinov²

¹ PJSC Corporation Irkut

² Meteoweb.ru online magazine

The report presents a simple semi-empirical method for calculating the maximum drop in the global temperature of the Earth, depending on the energy of such a catastrophic impact event, leading to dust emissions into the atmosphere.

ПЕРСПЕКТИВЫ ДЛИТЕЛЬНЫХ ПИЛОТИРУЕМЫХ КОСМИЧЕСКИХ ЭКСПЕДИЦИЙ

Н.А. Зыков

nzykov@bk.ru

Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова

Планы дальнейшего развития российской космонавтики вызывают широкие дискуссии. Часть специалистов предлагает сосредоточиться на запусках беспилотных космических аппаратов. Однако по мере усложнения задач космических программ этого может оказаться недостаточно. Пилотируемые экспедиции могут выполнить более масштабные задачи. Особенно, если речь идет о длительных орбитальных полетах, о создании обитаемых баз на Луне и на Марсе.

Перспективы дальнейшего развития отечественной космонавтики в ближайшие несколько десятилетий представляют значительный интерес. Как у экспертов космической отрасли, так и у широкой аудитории нет единого мнения о том, как будут в дальнейшем развиваться космические программы. Заинтересованная дискуссия продолжается. Довольно значительная часть людей, в том числе специалистов, считает, что необходимо развивать преимущественно автоматические беспилотные аппараты. Они не несут рисков для здоровья и жизни космонавтов. Для решения текущих проблем модель развития преимущественно беспилотных аппаратов может оказаться успешной. Но в более отдаленной перспективе, по мере роста сложности задач, этого может оказаться недостаточно. Автоматические беспилотные аппараты могут выполнить ограниченный круг задач. Даже при стремительном развитии современной техники они не могут полностью заменить космонавтов.

На повестке дня дальнейшего развития космонавтики стоит создание обитаемых баз на Луне и Марсе. Это закономерный этап освоения космического пространства. Вслед за этим может возникнуть необходимость перейти к созданию баз на малых телах Солнечной системы. Такая необходимость может быть вызвана истощением ресурсов, углублением экологического кризиса и задачей сохранения человечества как вида с целью создания «запасного аэродрома» для эвакуации землян. Такое развитие событий предвидели пионеры космонавтики. О большом интересе к данной проблеме говорит и большое количество добровольцев, желающих участвовать в создании первой колонии на Марсе.

В ходе длительных космических экспедиций человек испытывает значительные трудности, работает на пределе своих возможностей. Однако еще в начале космической эры был разработан целый комплекс мер психологической поддержки космонавтов, делающих длительные экспедиции возможными и успешными. Эти меры включают рациональную организацию рабочей и жилой среды, продуманное цветовое и световое решение отсеков, вопросы эргономики. Весь этот комплекс вопросов был поставлен и решен в ИМБП и ряде отраслевых КБ. Оригинальные методики Л.Н. Мельникова и других ученых позволяют расширить горизонты освоения космоса, избежать негативных последствий для здоровья и жизни космонавтов, сделать пилотируемые экспедиции более безопасными и результативными, а в перспективе и перейти к созданию постоянных лунных и марсианских баз.

Физиологические функции организма человека в условиях космического полета существенно видоизменяются. Это обусловлено невесомостью, монотонностью среды обитания, условиями длительного пребывания в помещении малого объема. Наземные эксперименты показали, что комфортность пребывания в космосе создаст имитация на орбите земной среды обитания. Она обеспечивается при помощи смены освещения по подготовленной программе и использования проекционной аппарату-

ры [1]. Различные цвета по-разному влияют на состояние человека. Они могут вызвать активизирующий эффект или седативный (успокаивающий). Идея «виртуального окна» позволяет обеспечить космонавтам в условиях космического полета условия психологического комфорта. Плавное изменение яркости освещения, проецируя на экран цветные изображения пейзажей, нетрудно создать иллюзию суточной смены освещенности, времен года, осадков и т. п. В дополнение к этому были разработаны цветомузыкальные композиции на произведения классической и современной музыки с различными видами воздействия (от бодрящего до успокаивающего) [2].

Применение всех этих мер в комплексе позволяет космонавтам успешно решать поставленные перед ними задачи. Для успешной работы в космосе человеку нужен своего рода защитный кокон в виде привычных условий проживания и работы [3].

Использование методик психологического сопровождения пилотируемых экспедиций, впервые разработанных в нашей стране на заре эры космонавтики и сейчас вступивших в стадию зрелости, позволит расширить горизонты освоения космоса без ущерба для здоровья и жизни космонавтов. Это даст возможность значительно увеличить возможности будущих экспедиций, сделать их более безопасными и результативными. Надо быть к этому готовыми, не ограничиваясь только беспилотными аппаратами. Это позволит успешно решать задачи настоящего и будущего.

Несмотря на трудности, исследование космического пространства продолжается. Интерес к освоению космического пространства не ослабевает. Это дает надежду и на перспективы длительных космических экспедиций.

Литература

- [1] Мельников Л.Н. Имитация суточных и сезонных ритмов в интерьере космического корабля // Космическая биология и медицина. 1972. № 1. С. 74–77.
- [2] Мельников Л.Н. Программы, алгоритмы, конструкции. М: Наука, 1980. 137 с.
- [3] Петров Ю.А. Физиолого-гигиенические и психологические аспекты организации жизни в кабине космического корабля // Основы космической биологии и медицины: Совместное советско-американское издание. Т. III. М.; Вашингтон, 1975.

THE PROSPECTS OF LONG-TERM PILOTED SPACE FLIGHTS

N.A. Zykov

nzykov@bk.ru

Moscow State University named after M.V. Lomonosov

Plans for the further development of Russian astronautics cause widespread discussion. Some experts suggest focusing on launches of unmanned spacecraft. However, as the tasks of space programs become more complex, this may not be enough. Manned expeditions can perform larger tasks. Especially when it comes to long orbital flights, the creation of inhabited bases on the moon and Mars.

СПОСОБЫ ПРОМЫШЛЕННОГО ОСВОЕНИЯ ПОЯСА АСТЕРОИДОВ С ПРИМЕНЕНИЕМ ТРАНСПОРТНО-ЭНЕРГЕТИЧЕСКОГО МОДУЛЯ

Г.А Вершинин

germanvershinin@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

С введением в эксплуатацию транспортно-энергетического модуля (ТЭМ) перед космонавтикой откроются ранее недоступные возможности изучения и освоения космического пространства. В статье рассматривается возможность использования транспортно-энергетического модуля для освоения ресурсов пояса астероидов, транспортировка космических тел на околоземную орбиту и способы их безопасного спуска на поверхность Земли.

С начала разработки транспортно-энергетического модуля и публикации патента, описывающего работу ядерной энергодвигательной установки космического аппарата [1], прошло уже более 10 лет. 30 марта 2020 г. пройдет экспериментальное подтверждение работоспособности макета роторного магнитоплазмотинамического двигателя, который планируется использовать в составе ТЭМ [2]. На сегодняшний день нет проекта, способного обеспечить новый виток развития космонавтики, находящегося на подобном уровне реализации. Необходимо уже сейчас начинать разработку проектов, учитывающих появление подобного класса аппаратов для интенсификации освоения космического пространства. Наиболее практичным использованием космического пространства является добыча полезных ископаемых. С этой точки зрения пояс астероидов представляет повышенный интерес ввиду возможности транспортировки небольших небесных тел на орбиту Земли и их последующего спуска. Транспортный энергетический модуль в силу своей высокой энерговооруженности способен производить транспортировку небесных тел на целевую орбиту, работая в режиме буксира. В целях отработки технологии на начальном этапе предлагается осуществить транспортировку и спуск метеороида 2015 TC25 диаметром порядка 8 м. Для спуска предлагается использовать специальную конструкцию гвоздеобразной формы, цилиндрическая часть которой является корпусом парашютной системы, размещенной внутри метеороида, в то время как «шляпка» размещается снаружи и служит для небесного тела защитным экраном при входе в атмосферу и упором при спуске на парашюте. На конструкции снаружи также размещается тормозная двигательная установка. В докладе кратко описывается способ использования направленного ядерного взрыва для торможения астероида на конечном участке баллистической траектории (в данном способе ядерный заряд размещается в наклонной шахте в направлении заранее просчитанной траектории падения небесного тела) и использование наземной возводимой амортизирующей конструкции в районе падения.

Литература

- [1] Патент 2533672 РФ. МПК G21D 5/00, B64G 1/00. Ядерная энергодвигательная установка космического аппарата / Заявитель и патентообладатель Государственный научный центр Российской Федерации — федеральное государственное унитарное предприятие «Исследовательский центр им. М.В. Келдыша» (ГНЦ ФГУП «Центр Келдыша»). № 2013133152/07; заявл. 18.07.2013; опубл. 20.11.2014 // Бюл. № 32.
- [2] Патент 2594937 РФ. МПК F03N 1/00. Плазменный электрореактивный двигатель и способ создания реактивной тяги / Заявитель и патентообладатель Беклемишев Алексей Дмитриевич. № 2015100498/06, заявл. 2015.01.12; опубл. 2016.08.20.

METHODS OF INDUSTRIAL DEVELOPMENT OF THE ASTEROID BELT USING THE TRANSPORT AND ENERGY MODULE

G.A. Vershinin

germanvershinin@yandex.ru

Bauman Moscow State Technical University

With the commissioning of the transport and energy module (TEM), previously inaccessible opportunities for the study and development of outer space will open up before the astronauts. The article considers the possibility of using the transport and energy module for the development of the resources of the asteroid belt, the transport of space bodies to near-Earth orbit, and methods for their safe descent to the Earth's surface.

МЕМОРИАЛ «ГАГАРИН» В САРАТОВСКОЙ ОБЛАСТИ

A.B. Сладков

ihityandr@mail.ru

ООО «Аквитал-М»

Концепция мемориала «Гагарин» в саратовской области. В данном проекте предпринята попытка существенного улучшения качественных и смысловых характеристик архитектурных и монументальных решений объектов, связанных с пребыванием Ю.А. Гагарина на саратовской земле.

В последние годы в Российской Федерации повышенное внимание уделяется широкому освещению исторического и культурного наследия страны, достижений в области науки и техники, в том числе в области освоения космоса.

В этой теме, являющейся сегодня одной из доминирующих в потенциале развития цивилизации, особое место принадлежит полету первого космонавта Юрия Алексеевича Гагарина, имя которого уже более полувека ассоциируется у жителей планеты Земля с открытием космической эры, выходом Человечества в Космос, подвигом, совершенным передовым отрядом деятелей науки, инженеров, специалистов, рабочих нашей страны.

Волжский город Саратов и регион в целом непосредственно связаны с именем первого космонавта, его становлением как личности, подготовкой к космическому полету и связанными с ним событиями.

Здесь прошла его юность, учеба в индустриальном техникуме, аэроклубе.

Здесь он впервые поднялся в небо на учебном «Яке» и позднее проходил парашютную подготовку в составе первого отряда космонавтов.

Здесь осуществилось его приземление после возвращения из космоса.

Поэтому Юрий Алексеевич назвал Саратов своей «второй Родиной».

Наряду с местом приземления в регионе имеется значительное число объектов, связанных с пребыванием здесь первого космонавта, а также экспозиции в местных музеях, многочисленные документы и фотографии, устные свидетельства живых очевидцев, что по-прежнему вызывает активный интерес у россиян и иностранных туристов.

Но, к сожалению, следует признать, что монументальные решения на месте приземления Ю. Гагарина в настоящих условиях выглядят архаично и требуют существенной доработки (если их сохранять как памятник эпохи) либо кардинальной реконструкции.

Несомненно, более оправданным в настоящих условиях было бы существенное улучшение качественных и смысловых характеристик монументальных решений и

возведение на этом месте уникального павильона, оснащенного современными техническими средствами и оборудованием для демонстрации кинохроники, экспозиция документов, фотографий и макетов. При этом информационная составляющая экспозиции должна быть посвящена именно событию полета и приземления Ю. Гагарина.

Для усиления общего впечатления у посетителей на территории этого достопримечательного места целесообразно дополнительно разместить и другие объекты, поддерживающие его функцию: амфитеатр для проведения различных фестивальных мероприятий, памятную часовню, небольшую гостиницу, ресторан космического питания и волжских деликатесов и др. После реализации обстоятельных и хорошо организованных мероприятий это место приобретет давно заслуженное значение и посещаемость.

Место приземления спускаемого аппарата корабля «Восток-1» остается «выключенным» из сценария оформления событий, связанных с полетом Гагарина, и до настоящего времени не имеет статуса достопримечательного места.

Параметры места приземления капсулы уникальны для посещения туристами. Оно расположено на возвышенном плато у с. Узморье, примерно в 3 километрах от места приземления космонавта. Отсюда открывается великолепная панорама Волги, островов и окрестностей.

В настоящее время место приземления спускаемого аппарата обозначено лишь железобетонной опорой линии электропередач (!).

Результатом исследования объектов и событий, имеющих отношение к теме первого космического полета, явилась выработка авторами концепции приоритетов и целей для создания мемориала «Гагарин».

1. Объединение всех объектов региона, имеющих отношение к теме первого космического полета, в единый комплекс с общим сценарием посещения.

Экспозиция, развернутая на всех объектах мемориала, предполагает единый, взаимодополняемый принцип формирования, неповторяемость сюжетов и средств, получение объемного, полномасштабного впечатления о «времени первых» и о современных аспектах развития космонавтики. С этой целью необходимо осуществление качественного изменения существующих объектов. Предполагается также включение в число объектов туристического посещения многочисленных исторических, культурных, ландшафтно-рекреационных достопримечательностей Саратовского региона.

2. Строительство Центра космонавтики «Гагарин», главного здания мемориала в районе Набережной Космонавтов в г. Саратове — уникального здания-монумента с информационными, образовательными и развлекательными функциями.

Назначение здания — трансляция ретроспективной и актуализированной информации о развитии космонавтики на основе традиционных и современных мультимедийных средств по темам: исследования космического пространства, астрономия, экология Земли, футурология и др. В архитектурных решениях здания впервые в мировой практике композиционно реализована тема прорыва человечества в космическое пространство. В основу ассоциативных и формообразующих принципов архитектурных решений положены идеи русского авангарда начала XX в. и философия русского космизма.

3. Включение комплекса зданий центра космонавтики в контекст Набережной Космонавтов для формирования современного фасада города со стороны Волги.

Трудно переоценить эффект такого размещения: объект с уникальными архитектурными характеристиками будет восприниматься с акватории Волги, Саратовского моста, Набережной Космонавтов, а также являться «инновационным» фоном для проведения различных праздничных мероприятий.

4. Создание на базе мемориала туристического кластера в рамках «Целевой программы по развитию внутреннего и международного туризма в РФ на 2019–2021 гг.».

По своим параметрам и значимости тема полета Ю. Гагарина убедительно вписывается в назначение и цели государственной целевой программы. После осуществления проекта, мемориал «Гагарин» может стать одним из доминирующих объектов для развития туризма в нашей стране.

5. Реализация проекта в рамках подготовки к празднованию 60-летия полета Ю. Гагарина в 2021 г.

Создание мемориала «Гагарин» позволит достойно организовать проведение праздничных мероприятий в соответствующем его значению формате, с приглашением гостей из стран, причастных к теме освоения космоса.

Важным фактором для возможности формирования мемориала является новый аэропорт в Саратове, введенный в строй в 2019 году. Это позволит обслуживать около 1 млн пассажиров в год и существенно увеличить возможности региона для приема туристов, в том числе иностранных.

Тему мемориала «Гагарин» смогут также существенно «усилить» дополнительные мероприятия и инициативы, которые будут активно формироваться при выдвижении проекта в публичное пространство и реализовываться при участии различных ведомств, общественных организаций, групп энтузиастов и волонтеров:

- информировать о реализации программы мемориала иностранных космонавтов, осуществивших свой полет в составе наших экипажей, обратиться к правительствам их государств с предложением участия в проекте. Разработать привлекательные формы добровольного участия в финансировании проекта физическими и юридическими лицами с использованием интернет ресурса;

- в рамках «Целевой программы по развитию внутреннего и международного туризма в РФ на 2019–2021 гг.» разработать туры «по гагаринским местам» с посещением экспозиционных площадок, музеев, памятных мест по маршруту Москва–Калуга–Гагарин–Саратов–Байконур;

- к месту приземления Ю. Гагарина организовать перемещение туристов в период навигации на Волге с помощью речных скоростных судов на подводных крыльях;

- с аэродрома в Дубках к месту приземления Ю. Гагарина осуществлять на коммерческой основе полеты с туристами на самолетах «ЯК-18» (четырёхместный вариант).

Существующие объекты, непосредственно относящиеся к теме полета Ю. Гагарина, представляют значительный интерес для посетителей и туристов. Однако весь последующий период времени после 12 апреля 1961 г. продолжались и активно развивались исследования и освоение космоса. Поэтому для полномасштабного раскрытия данной темы и соответствующего ее значению и развитию в современных условиях обозначилась необходимость включения в состав мемориала нового объекта — Центра космонавтики, строительство которого позволит кардинально переформатировать содержательную составляющую мемориала и создать достопримечательное место международного значения.

Основаниями для разработки Центра космонавтики в г. Саратове явились художественные изыскания русского авангарда — супрематизма (К. Малевич, Л. Лисицкий), конструктивизма (В. Татлин, А. Родченко, К. Мельников), рационализма (Н. Ладовский) и философия русского космизма — работы Н. Федорова, научное наследие К.Э. Циолковского, А. Чижевского, В. Вернадского и Н. Рериха.

Целью архитектурного проекта было не цитирование, а ассоциирование с этими основаниями. При этом исключалась эстетика постмодернизма, а общие впечатления от восприятия объекта должны быть по замыслу авторов отчасти «советскими», связанными с эпохой, временем и обстоятельствами первого космического полета.

Результат вариантного проектирования Центра представлен в настоящей концепции. На данном этапе разработана 3D-модель объекта и общая композиция комплекса.

Цели создания Центра космонавтики «Гагарин». Полет Ю. Гагарина обозначил начало освоения космоса Человечеством. Достижения космонавтики в динамике развития, изложенные в полном формате современных средств, должны стать доминирующей основой формирования Центра космонавтики в Саратове. Основные цели состоят в следующем:

- создание полифункционального, информационно-образовательного центра, предоставляющего возможности для осмысления важности и перспективности космической деятельности, трансляция историко-культурного наследия космонавтики, ее настоящих достижений и будущих направлений развития;

- создание рекреационно-досугового комплекса с благоприятной средой для культурной деятельности, с возможностью выбора различных видов общения, познания, отдыха, развлечения, творчества, на основе средств современной архитектуры и дизайна;

- создание крупного архитектурного акцента для восприятия современного фасада города со стороны реки Волги. Уникальная архитектура здания и его размещение призваны сформировать новую туристическую достопримечательность в Поволжском регионе.

Одной из главных целей создания Центра космонавтики «Гагарин» является также организация начального образования, популяризация «космической» темы в молодежной среде.

Заключение. В рамках данной концепции разработаны общие положения, проектные решения и схемы, являющиеся основой для дальнейшего ее развития и поэтапного проектирования. Необходимые изыскания, формирование заданий по различным аспектам проекта и технико-экономические обоснования предполагается произвести на последующих этапах выполнения работ.

В целом комплекс мероприятий по созданию мемориала «Гагарин», содержащийся в настоящей концепции, направлен на закрепление престижа нашей страны в сфере освоения космоса, формирование нового, крупного достопримечательного объекта на ее территории.

Другая мотивирующая составляющая данного проекта — оптимизация и повышение инвестиционной привлекательности Саратовского региона, качественное изменение городской среды и обеспечение дополнительных градообразующих факторов развития г. Саратова, в том числе на основе развития туризма.

Строительство Центра космонавтики в Саратове, реализация программы создания мемориала «Гагарин» наряду с появлением нового аэропорта, несомненно, придаст мощный импульс общественному развитию региона в современных условиях.

Наша страна пребывает в постоянно изменяющемся мире, порой очень драматичных и непростых экономических условиях. Но ведь несмотря на это, у нас организовываются крупные спортивные и культурные мероприятия мирового значения! Поэтому данный проект, закрепляющий приоритеты нашей страны в одном из главных цивилизационных достижений — первом космическом полете Человека, — может и должен быть реализован в столь значительном и всеобъемлющем формате, и только в этом случае будет получен ожидаемый синергический эффект.

Прошло 57 лет с момента совершения Ю. Гагариным своего полета и уже в 2021 году будет отмечаться его 60-летие. Это обстоятельство дает основание надеяться, что данный период будет использован для активных действий в деле создания мемориала «Гагарин» в Саратовском регионе.

MEMORIAL “GAGARIN” IN SARATOV

A.B. Sladkov

ihityandr@mail.ru

PLC “Akvital-M”

The article discusses the concept of the memorial “Gagarin” in the Saratov region. This project proposes an option to significantly improve the qualitative and semantic characteristics of architectural and monumental solutions of objects associated with the stay of Gagarin on the Saratov land.

ТЕХНОЛОГИЯ ГЕОПОЗИЦИОНИРОВАНИЯ ЧЕРЕЗ СПУТНИКИ-РЕТРАНСЛЯТОРЫ

С.Г. Потапов¹

psg@nppntt.ru

А.Х. Кельян¹

С.Н. Агиевич²

В.Л. Беспалов²

¹ ООО НПП «НТТ»

² АО «НИИ СТТ»

Рассматривается технология определения местоположения радиоисточников с использованием космических аппаратов. Технология активно применяется и развивается за рубежом. Информация, получаемая методами геопозиционирования по значимости, соизмерима с информацией, получаемой от спутников видового дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), и существенно ее дополняет. Рассмотрены ограничения технологии, пути их решения и состояние развития технологии в РФ.

Под геопозиционированием (ГП) в докладе понимается область науки и техники, объединяющая методы и средства оценки координат и вектора скорости объектов на поверхности Земли и в окружающем пространстве по радиосигналам, принятым от спутников-ретрансляторов (СР) [1].

Информация, получаемая методами ГП о местоположении (МП) радиосредств наземного, морского, воздушного и космического размещения, по значимости соизмерима с информацией, получаемой от космических аппаратов (КА) видового ДЗЗ, и существенно ее дополняет.

Радиоисточниками для технологии ГП, как правило, выступают терминалы морской автоматической идентификационной системы (АИС), аварийные буи системы КОСПАС-САРСАТ, авиационные транспондеры автоматического зависящего наблюдения-вещания (АЗН-В), абонентские терминалы персональной спутниковой связи L-, S-диапазонов, шлюзовые станции и VSAT терминалы спутниковых систем связи, радиолокационные станции и др.

Технология ГП позволяет эффективно решать задачи по поиску и спасению, выявлению МП станций спутниковой связи, незаконно использующих частотный ресурс и нарушающих регламент радиосвязи на СР, источников помех для СР, контроля местоположения морских судов и авиации, незаконно отклоняющихся от маршрута. Координаты объектов, предоставляемых технологией, могут использоваться в качестве целеуказаний космическим средствам видового ДЗЗ, существенно повышая эффективность их применения в спасательных операциях.

Анализ патентов, научных статей по теме ГП показывает, что исследованиями в этом направлении и созданием систем ГП через КА занимаются в США, Великобритании, Японии, Германии и Франции.

В рекламных проспектах ряда фирм США, уже эксплуатирующих глобальные системы ГП (SATID®, HawkEye 360) через космические аппараты, как на геостационарных (ГСО), так и низких (НО) орбитах, декларируется применение этих систем и в военных целях.

Поставляемые в РФ зарубежные комплексы ГП через СР на ГСО французской компании Zodiac Aerospace имеют существенные ограничения по времени ГП (3...4 ч на излучение), точности местоопределения (100...150 км), полную зависимость от поставщика по орбитальным параметрам СР и обеспечивают поставщику осведомленность о проводимых мероприятиях.

В то же время российская компания НПП «НТТ» (г. Санкт-Петербург) с 2010 г. активно развивает технологию ГП через СР как на ГСО [2, 3], так и через СР на НО и высокоэллиптических (ВЭО) орбитах. При этом время ГП составляет 3...4 мин, а точность ГП в зависимости от условий составляет сотни метров — несколько километров. В ходе развития технологии была решена задача автономного, круглосуточного и всепогодного определения орбитальных параметров СР на ГСО, ВЭО и НО с точностью порядка 100 м или 30 угл. с [4] средствами из состава комплекса ГП.

Важным условием для ГП радиоисточников является наличие смежных СР. В настоящее время технология ГП, разработанная в РФ, так же как и системы ГП через СР на ГСО США и Франции, опирается на искусственно созданную мировым сообществом глобальную группировку космических аппаратов (КА), предназначенных для спутниковой связи, которая благодаря большому количеству КА позволяет найти некоторое количество смежных спутников в С- и Ku- диапазонах.

Возможность технологии контролировать те или иные объекты определяется возможностями космического сегмента. Отсюда проявляются и ограничения технологии. Прежде всего, это затруднения ГП радиоисточников спутниковой связи в диапазонах VHF, UHF, L, S, X, Ka, так как в этих диапазонах не достаточно смежных СР для ГП, а также невозможность ГП радиоисточников РЛС, АИС, аварийных буев и др., поскольку для них на КА связи отсутствуют приемные тракты.

Основным способом снятия ограничений и существенного расширения возможностей технологии является создание специального космического сегмента оснащенного универсальной целевой аппаратурой — транспондерами ГП (ТГП), со свойствами: многодиапазонность приемных трактов; минимальные значения характеристик массы, габаритов, энергопотребления; сложности изготовления и функционирования. Это позволит использовать ТГП в качестве попутной нагрузки на любых спутниках, в том числе нано, микро и малого класса, создаваемых в рамках текущей космической программы РФ и выводимых на все возможные орбиты. Таким путем, в частности, пошла компания HawkEye 360, которая в 2019 г. начала предоставлять услуги ГП, опираясь на свои первые четыре наноспутника на НО.

Важно отметить, что для развертывания космического сегмента для задач ГП на основе наноспутников ввиду их малой массы возможно использование малых ракет производства НПО «Тайфун».

При таком подходе массовое применение ТГП позволит создать непрерывную по времени и частоте, глобальную по покрытию Земли среду ретрансляции сигналов для решения задач контроля и определения МП подвижных морских, наземных, воздушных и космических объектов, в том числе и в арктическом регионе.

В настоящее время степень готовности аппаратно-программных средств ГП через СР на ГСО, ВЭО, НО находится на уровне серийных, опытных образцов и действующих макетов.

Литература

- [1] Дворников С.В., Саяпин В.Н., Симонов А.Н. Теоретические основы координатометрии источников радиоизлучений. СПб.: ВАС, 2007. 80 с.
- [2] Могучев В.И. Дифференциальная пеленгация земных станций через геостационарный спутник // Электросвязь. 2004. № 6.
- [3] Могучев В.И. Допплеровская пеленгация земных станций через геостационарный спутник связи // Электросвязь. 2003. № 1.
- [4] Способ определения параметров орбиты искусственного спутника Земли. Патент № 2652603. МПК G01S 5/00 (2006.01). Бюл. №12 от 27.04.18. Заявка № 2017121725 от 20.06.17 г. Балабанов В.В., Беспалов В.Л., Кельян А.Х., Пономарев А.А., Севидов В.В., Чемаров А.О.

THE TECHNOLOGY OF GEOPositionING VIA RELAY SATELLITES

S.G. Potapov¹

psg@nppntt.ru

A.Kh. Kelyan¹S.N. Agievich²V.L. Bespalov²¹ PLC "NTT"² "RI MTT"

The report discusses the technology of determining the location of radio sources using spacecraft. The technology is actively used and developed abroad. The information obtained by geographic methods is comparable in importance with the information received from satellites of remote sensing of the Earth (ERS) and substantially supplements it. The limitations of technology, their solutions and prospects for the development of technology in the Russian Federation are considered.



СЕКЦИЯ 10. КОСМОНАВТИКА И КУЛЬТУРА

ВЫЗОВЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ МЕМОРИАЛЬНОГО МУЗЕЯ КОСМОНАВТИКИ

Н.В. Артюхина
В.Л. Климентов

9283677@mail.ru
7683604@mail.ru

Мемориальный музей космонавтики, Москва

Представлены результаты успешно проведенной в 2019 г. в Мемориальном музее космонавтики модернизации раздела экспозиции, которая позволила актуализировать его содержание с использованием современных музейных технологий и оборудования.

Мемориальный музей космонавтики (ММК) был организован в 1969 г. «в ознаменование выдающихся достижений советского народа в освоении космического пространства» [1] в соответствии с постановлением ЦК КПСС и Совета Министров СССР № 884-292 от 28 сентября 1967 г. по предложению Академии наук СССР и Министерства общего машиностроения СССР.

Замысел создания музея в основании монумента «Покорителям космоса» принадлежал С.П. Королёву, хорошо понимавшему, что страна, первой в истории человечества открывшая эру космических полетов на пилотируемых кораблях и освоившая выпуск сложной космической техники, должна сохранить в памяти потомков это величайшее достижение. По его инициативе в проекте монумента заранее предусматривалось использование стилобатной части под строительство помещений для музейных целей. Строительство музея и монумента началось в 1969 г., а первых посетителей музей принял в год 20-летия первого полета человека в космос — в апреле 1981 г.

В соответствии с Уставом [2] Мемориальный музей космонавтики относится к учреждениям культуры музейного типа и является многофункциональным историко-культурным, музейно-выставочным, научно-просветительским комплексом и создан для хранения, изучения и публичного представления музейных предметов и музейных коллекций.

С одной стороны, ММК является институтом социальной памяти, с помощью которого через его основные функции осуществляется общественная потребность в сохранении и репрезентации музейных предметов. С другой стороны, особенность собрания музея в том, что история космонавтики рассматривается не только как развитие ракетно-космической техники, но и как социально-культурное явление в жизни общества, затрагивающее многие сферы деятельности человека, в сохранении общественной памяти о достижениях отечественной космонавтики через истории конкретных исторических персоналий, воплощенные в музейных предметах.

В последние десятилетия мир переживает то, что в прессе принято называть музейным бумом. Увеличение посещаемости музея космонавтики связано как с ростом общего интереса населения к музеям в результате политики государства в культурной сфере, создания новых экспозиций, подъема активности работы музея по проведению культурно-массовых мероприятий и образовательных программ, так и повышением внимания к теме космоса в нашей стране и во всем мире.

Посещаемость музея космонавтики за 5 лет увеличилась почти в 2 раза — с 335,8 тыс. человек в 2014 г. до 652,9 тыс. в 2018 г. Ожидается, что в 2019 г. Мемориальный музей космонавтики примет более 700 тыс. посетителей.

Такая положительная тенденция, как значительный рост посещаемости ММК, порождает проблему «избыточного туризма», которая наряду с вопросами переосмысления известных и открытия новых исторических фактов, необходимости обновления форм показа предметов и коллекций — это вызовы музею в современных условиях. Ответ на эти вызовы — выработка определенных инструментов музейного менеджмента для обеспечения приспособления музеев к новым реалиям.

Модернизация разделов экспозиции, которая и является ответом на стоящие перед музеем вызовы, — один из приоритетов развития Мемориального музея космонавтики. В середине 2019 г. завершена модернизация раздела экспозиции «Утро космической эры», основными целями которой стали пробуждение осознанного интереса к космической отрасли, демонстрация места и роли нашей страны в освоении космического пространства и во всемирно-историческом процессе, формирование чувства гордости за своих соотечественников, принимавших участие в первых космических стартах, за счет демонстрации главных достижений отечественной космической отрасли, содействие формированию у посетителей исторического сознания, исторического мышления с целью воспитания человека планетарного мышления, привлечение интереса молодежи к проблемам науки и космонавтики и к самому музею. В основу модернизации положено понимание экспозиции как комплексной многофункциональной структуры, синтезирующей в себе науку, технику и современные технологии.

Поставленные цели были достигнуты путем решения следующих задач: реализован проект электронной экспозиции с использованием современных технических средств, компьютерных технологий, которые расширили тематику экспозиции; создана система многоуровневого размещения информации об экспонируемых предметах, удовлетворяющая интересы посетителей разных возрастов и с разной степенью подготовленности; разработана современная навигационная система в помощь посетителю; созданы художественная подсветка всех экспонатов средствами театрального света и современное звуковое оформление; реализованы принципы экспонирования, наглядно разъясняющие техническую сторону действия космических аппаратов и адаптирующие экспозиционное пространство к проведению образовательных профильных программ.

Все работы по обновлению раздела экспозиции «Утро космической эры» проведены с использованием современных музейных технологий и оборудования.

Обновление содержательной части раздела нашло отражение в том, что показ экспозиции начинается не с Первого искусственного спутника Земли, который остается центральным объектом этого зала, а с чертежного кульмана начала 50-х гг. XX в., символизирующего собой единство инженерной и технической мысли, вклад огромного числа ученых, инженеров, конструкторов, рабочих в обеспечение приоритета СССР и всего советского народа в освоении космического пространства.

В обновленной экспозиции наглядно прослеживается посыл «Мы первые» — в запуске искусственного спутника, полетах первого космонавта Земли Ю.А. Гагарина и первой женщины-космонавта В.В. Терешковой. Большое внимание уделено теме выхода человека в открытый космос, который впервые совершил советский космонавт А.А. Леонов из космического корабля «Восход-2», командиром которого был П.И. Беляев. Все это нацелено на формирование понимания, что каждый человек может стать лучшим в своем деле, как Ю.А. Гагарин в космосе.

Стоит особо отметить, что модернизация была осуществлена без закрытия музея для посещения, а также тот факт, что работы проведены без генерального подрячика, что позволило сэкономить до 50 % выделенных средств.

Мемориальный музей космонавтики создан не только для хранения, изучения и публичного представления музейных предметов и музейных коллекций, но как и другие научно-технические музеи смотрит в будущее — является драйвером популяризации науки, площадкой для тестирования новых технологий и демонстрации последних разработок различных сфер человеческой жизни.

Литература

- [1] Решение Исполкома Моссовета № 16/30 от 10 апреля 1969 г.
- [2] Устав Государственного учреждения культуры города Москвы «Мемориальный музей космонавтики» (редакция №3) от 27.09.2018 г.

CHALLENGES AND PROSPECTS OF THE MEMORIAL MUSEUM OF COSMONAUTICS

N.V. Artuhina
V.L. Klimentov

9283677@mail.ru
7683604@mail.ru

The Museum of Cosmonautics, Moscow

The paper presents the results of the exposition section modernization, which was successfully carried out in 2019 at the Memorial Museum of Cosmonautics. The modernization made it possible to actualize its content using modern museum technologies and equipment.

ВИРТУАЛЬНЫЙ МУЗЕЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ. КОНЦЕПЦИЯ И ПЕРВЫЙ ЭТАП ФОРМИРОВАНИЯ

М.И. Кузнецов

kmikmi@mail.ru

Союз развития наукоградов

Представлена концепция общероссийского виртуального музея отечественной ракетно-космической техники, основные составляющие и направления его создания и результаты первого этапа его формирования.

Отечественный опыт научно-технического и промышленного развития в области создания ракетно-космической техники широко представлен сохранившимися артефактами, находящимися в институционально различных местах их размещения, хранения, экспозиции, демонстрации...

Натурные образцы, модели и макеты ракетно-космической техники наряду с информационными материалами различного вида представлены в государственных, муниципальных и корпоративных музеях, демонстрационных и выставочных залах, а также в виде отдельных объектов наследия, размещенных на территории или в помещениях предприятий и организаций и в других местах. Предметы и коллекции государственных (федеральных и региональных), муниципальных музеев и некоторых иных организаций и физических лиц включаются в Музейный фонд Российской Федерации и вносятся в Государственный каталог Музейного фонда РФ. Однако значительное количество ракетно-космических артефактов, прежде всего находящихся на

предприятиях различной формы собственности и ведомственной принадлежности, не представлены в обобщенном виде, что существенно затрудняет получение информации о них и организацию целенаправленного поиска и ознакомления с ними.

Нами предлагается Концепция создания виртуального музея ракетно-космической техники в сети Интернет, включающего как перечень мест размещения предметов и коллекций образцов ракетно-космической техники (музеев, демонстрационных и выставочных залов и т. д.), так и базу данных этих артефактов, каталог публикаций, сайтов и т. п.

База данных будет давать возможность получать информацию об образцах РКТ в «режиме» энциклопедии, а также проводить комплексирование информации о предметах и коллекциях по различным основаниям и признакам (местам размещения, разработчикам и производителям, периодам и времени создания, типам образцов РКТ и др.)

В настоящее время под эгидой Общественного Совета при ГК «Роскосмос» в качестве первого этапа проведен сбор информации об объектах РКТ, имеющихся на предприятиях госкорпорации.

VIRTUAL MUSEUM OF ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY. CONCEPTION AND THE FIRST STAGE OF DEVELOPMENT

V.I. Kuznetsov

kmikmi@mail.ru

Naukograd Development Union

The concept of the All-Russian virtual museum of domestic rocket and space technology, its main components, creation directions and the results of the first creation stage are presented.

ОТ МИФА — К РЕАЛЬНОСТИ, ОТ РЕАЛЬНОСТИ — К МИФУ: «ДЕДАЛ» МИЛАНЫ АЛДАРОВОЙ В КУЛЬТУРЕ РУССКОГО КОСМИЗМА

С. Г. Галаганова

23_polecat@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Русский космизм трактуется не только как течение научно-философской мысли, но и как аксиологическая парадигма национальной культуры, формирующая героический личностный идеал. Это дало автору основание для рассмотрения научно-поэтического труда Миланы Алдаровой «Дедал. Оратория» — реконструкции древнегреческого мифа о великом изобретателе и аэронавте — в качестве достойного вклада в культуру русского космизма.

Духовным фундаментом выхода нашей страны в космос стали не только труды ученых и философов, вошедшие в историю культуры под именем русского космизма, но и сама аксиологическая парадигма отечественной культуры с ее устремленностью «в небо» и подвижническим личностным идеалом [2, 3]. Русское освоение космического пространства было бы невозможно без идеала героя, творца, созидателя, рвущегося «за черты и пределы», и «страны мечтателей, страны ученых», массово воплотившей этот идеал в двух новых советских поколениях. Вместе с конструкторами и космонавтами дорогу в космос прокладывало Русское Слово, отвергнувшее потребительское, гедонистическое, цинично-прагматическое отношение к жизни, а потому и вернуться

на эту дорогу мы сможем лишь, продолжая традицию русского космизма как мироощущения и мироотношения *homocosmicus*.

Достойным продолжением этой традиции стал вышедший в 2017 г. в издательстве «Искусство – XXI век» труд Миланы Алдаровой (1956–2012) «Дедал. Оратория», поэтический, философский, исторический, этнографический, труд, не имеющий аналогов, которому автор посвятил большую часть своей жизни [1]. Книга Алдаровой представляет собой подробнейшую поэтико-прозаическую энциклопедию античного мира, научно выверенный, наиболее капитальный на данный момент «путеводитель» по его истории и культуре. В центре повествования — первая в истории мировой литературы художественная реконструкция мифа о Дедале, изобретателе, архитекторе, скульпторе, воздухоплателе, создавшем, по преданию, и знаменитый критский лабиринт, и крылья, способные вознести человека в небо. Автору удалось заново освоить пространство и полифонию мифа, проникнуть в тайны мифологического смыслообразования при помощи культурного и научного багажа, накопленного человечеством к исходу XX столетия.

Однако «Дедал» — дитя не только глубоко постигнутой и освоенной автором античной культуры. В «Оратории» слышны отзвуки русского космизма, раздумий Павла Флоренского, Алексея Лосева, Сергея Аверинцева, Георгия Гачева. Алдарова считает, что именно мы, народ, первым устремившийся, «одолев испоконно причальные тросы планеты, / в черную беспредельность, / в даль без дна, пьянящую звездами синими» [1, с. 12], — именно мы являемся прямыми наследниками эллинского духа дерзкого творческого порыва и самозабвенного труда во имя великой цели. Своей принадлежностью к стране, первой в истории отправившей человека в космос, объясняет автор «Дедала» то, что «честь / вознесть впервые / бряцанье хвалы исполину Дедалу < ... > выпала гражданину колосса-страны, / чья ракета первой из первых, / нацеливши курс в универсум, / весело крикнула Солнцу по-русски: Здравствуй!» [1, с. 13].

Древнегреческий миф о Дедале превращается у Алдаровой в гимн созиданию, творческому порыву как признакам истинного бытия и бессмертию героя-творца. В «Оратории» представлена универсальная аксиологическая парадигма, основанная на древнегреческом культурном коде с его двуединым архетипом созидательного подвига и безусловного нравственного императива. Эта парадигма сотериологична, ибо предлагает человечеству путь совместного обживания космического пространства как спасение от самоуничтожения. Она эсхатологична, ибо позволяет отделять вечное от временного — в мире и самом человеке. Общечеловеческий духовный порыв в космическое будущее, добровольная аскеза ради великих трудов по спасению жизни на Земле — такова «русская идея» Миланы Алдаровой, дарованная современному человечеству («Вечности дар мой», — читаем мы на титульном листе книги вольный перевод известной сентенции Фукидина). Герой, восторжествовавший над собственным человеческим естеством и превратностями судьбы, самоотверженный труженик, упорно идущий к гуманной цели, — таков идеал «человека с крыльями», способного вызваться из лабиринта смертоносной «бескрылой» цивилизации. И мы когда-нибудь очнемся и припомним, как когда-то тоже, подобно мифическому аэронавту, преодолевшему притяжение земных благ Крита, устремлялись «по камням, по пескам, поводам, / под лучепадами — дальше! и выше! / — туда, чему сегодня нет имени» [1, с. 10].

Литература

- [1] Алдарова М. Дедал. Оратория. М.: Искусство – XXI век, 2017. 408 с.
- [2] Гройс Б. Русский космизм. Антология. М.: AdMarginem, 2015. 336 с.
- [3] Русский космизм. Антология философской мысли / сост. С.Г. Семенова, А.Г. Гачева. М.: Педагогика-Пресс, 1993. 368 с.

FROM MYTH TO REALITY, FROM REALITY TO MYTH: DAEDALUS BY MILANA ALDAROVA IN THE CULTURE OF RUSSIAN COSMISM

S.G. Galaganova

23_polecat@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

Russian cosmism is interpreted not only as a flow of scientific and philosophical thought, but also as an axiological paradigm of national culture, forming a heroic personal ideal. This gave the author a basis to consider the scientific and poetic work of Milana Aldarova "Daedalus. Oratorio" — reconstruction of the ancient Greek myth of the great inventor and aeronaut — as a worthy contribution to the culture of Russian cosmism.

ЖИЗНЬ — ЭТО ПРОЦЕСС ГОРЕНИЯ

Б.А. Дадашев^{1,2}

А.Н. Зелинский^{1,2}

a.n.zelinskii@gmail.com

¹Музей имени академика Н.Д. Зелинского

²Центр Ноосферной защиты имени академика Н.Д. Зелинского

Автором рассматривается неоценимый вклад химической школы академика Н.Д. Зелинского, умершего за 3–4 года до начала «космической эры», в космические победы нашей страны. В выборе горючего для ракет химическая школа Н.Д. Зелинского следовала заветам К.Э. Циолковского, рекомендовавшего в качестве топлива будущих ракет углеводороды — «белую нефть».

Вопрос о том, какое отношение имеет мой отец, великий русский химик Николай Дмитриевич Зелинский (1861–1953), к космонавтике, т. е. к освоению космоса, еще никем по-настоящему не раскрыт. А ведь мой отец умер в 1953 году, всего за 3–4 года до начала «космической эры», в становлении которой он принимал самое непосредственное участие. Об этом я сам узнал впервые 12 апреля 1961 года, когда был свидетелем того, как в актовом зале Московского Государственного Университета им. М.В. Ломоносова состоялось торжественное заседание, посвященное 100-летию Н.Д. Зелинского. Зал был переполнен. В президиуме находились крупнейшие ученые страны, среди них знаменитый авиаконструктор А.Н. Туполев. В самый разгар торжественного заседания он неожиданно покинул зал, быстро возвратившись попросил у собравшихся минуту внимания и взволнованным голосом сказал: «Мне только что сообщили, что Юрий Гагарин приземлился благополучно!». Весь зал, стоя, аплодировал ему. После короткой паузы А.Н. Туполев сказал: «Большая доля заслуги в том, что Юрий Гагарин, совершив первый в истории космический полет вокруг Земли, приземлился живым и невредимым, принадлежит академику Зелинскому и его знаменитой научной школе». Снова гром аплодисментов, а на многих лицах смесь радости и недоумения: какую роль мог играть корифей органической химии в столь грандиозном космическом событии.

Здесь мы должны отступить на шаг в прошлое. Работы Н.Д. Зелинского и его химической школы по усовершенствованию авиационных топлив в промышленном масштабе (риформинг) и повышению их «октанового числа» давно известны во всем мире и сыграли огромную, если не решающую, роль в Великой Отечественной Войне, ибо господство в воздухе становилось одним из ключевых факторов победы. К концу войны надо было уже создавать топливо и для реактивных двигателей, с чем также

столкнулась химическая школа Н.Д. Зелинского и блестяще справилась и с этой задачей. Вот тут-то особенно усилился контакт моего отца с Андреем Николаевичем Ту-полевым.

Но время шло. С концом войны наши бывшие союзники неумолимо превращались в потенциальных и актуальных врагов. Не успели отгреметь победные залпы салютов весны 1945 года, как летом 1947 года американцы успешно взорвали первую атомную бомбу. Над СССР нависла угроза небывалых масштабов. Гений И.В. Курчатова помог осуществить, по заданию И.В. Сталина, казалось бы неосуществимое: спустя всего 2 года, 29 августа 1949 года, под Семипалатинском было успешно осуществлено первое в СССР испытание атомной бомбы. Год спустя, в октябре 1950 года, без объявления войны, американские штурмовики F-80 разбомбили 5 советских авиаморских баз под Владивостоком, уничтожив и повредив 103 самолета. Мир «висел на волоске». Только выдержка и хладнокровие руководства СССР спасли планету от неминуемой бойни. Но американская военщина не унималась. Два года спустя американцы создают и испытывают водородную бомбу (1 ноября 1952 г.). Меньше чем через год водородную бомбу с успехом испытывают и в СССР (12 августа 1953 г.). Открытым остается для обеих сторон лишь важнейший стратегический вопрос — о способе доставки к цели этого поистине «апокалиптического» оружия и о том, возможно ли вообще найти защиту от его удара. То есть речь шла уже о создании планетарного ракетно-ядерного щита.

Но первым делом необходимо было осуществить гарантированную доставку ядерного оружия к цели. Все модификации знаменитых ракет FAU-2, наводивших когда-то ужас на Лондон, над которыми продолжал работать в Америке автор своего «детища» Вернер фон Браун, не давали результата. Большинство создаваемых им межконтинентальных ракет взрывалось при запуске или во время полета. С этой же проблемой неустойчивого горения ракетного топлива столкнулся и Сергей Павлович Королёв. Необходимо было создать топливо с устойчивым процессом горения в камере. Одновременно шли споры и о самом составе топлива: делать ли его только на углеводородной основе, или на других химических соединениях, таких как гептил, гидразин и их дериваты. На последнем особенно настаивал главный специалист по двигателям ракет В.П. Глушко вплоть до конфликта с С.П. Королёвым, который был категорически против смертоносного токсического гептила, в 6 раз более токсичного, чем синильная кислота. Здесь нельзя не вспомнить страшную трагедию на Байконуре 24 октября 1960 г., когда первая межконтинентальная ракета М.К. Янгеля, Р-16, взорвалась на старте, в результате чего погибли более 100 человек, в том числе маршал ракетных войск М.И. Неделин. Ракета работала на высококипящих токсичных топливных компонентах, против использования которых и возражал С.П. Королёв.

В выборе горючего для ракет химическая школа Н.Д. Зелинского следовала не только своим изысканиям по синтезу углеводородов, но и заветам К.Э. Циолковского, который рекомендовал в качестве топлива будущих ракет углеводороды — «белую нефть». Окончательно этот вопрос был решен Н.Д. Зелинским и его учениками в 50-е годы XX в.

В 1951 г., когда моему отцу исполнилось 90 лет, его навещил с поздравлением один из любимейших его учеников, президент Академии наук Азербайджанской ССР и выдающийся ученый в области химии нефти Юсуф Гейдарович Мамедалиев (1905–1961). Он, как и его учитель, полностью разделял идею использования углеводородов как оптимального ракетного топлива. Между учителем и учеником шла речь о создании спецтоплив на основе оригинальной композиции сложных углеводородных соединений, которые позволяли бы обеспечить практически 100%-ную устойчивость процесса горения при запуске двигателя и в ходе полета ракеты. Мой отец, как всегда, несмотря на свой 90-летний возраст, глубоко вник в проблему, много советовался с

Ю.Г. Мамедалиевым и дал свои бесценные рекомендации, открыв тем самым «зеленый свет» этому судьбоносному начинанию. Он, защитивший Россию от смертоносных газов в Первую Мировую войну, и обеспечивший наше господство в воздухе в Великую Отечественную, всю душой хотел предотвратить третью мировую войну. Ракетно-ядерный паритет становился вынужденным условием мира на Земле.

Вскоре, по рекомендации Ю.Г. Мамедалиева, отец принял у себя его молодого талантливого ученика, Билала Аташевича Дадашева (1915–2007), по важнейшему вопросу о составе углеводородных компонентов ракетного топлива. Через 5 лет напряженнейшей работы под руководством Ю.Г. Мамедалиева и Б.А. Дадашева, находящихся в контакте с С.П. Королёвым, удалось решить эту сложнейшую, почти головоломную задачу. Б.А. Дадашев, «химический внук» Н.Д. Зелинского, со своими сотрудниками создали два принципиально новых вида спецтоплива для космической ракетной техники — «нафтил 1-Б» и «децил». Нобелевский лауреат академик Н.Н. Семенов охарактеризовал это как «бесценный вклад в науку». Отец не дожидаясь этих знаменательных событий, но пущенная по его благословию «химическая стрела», достигла цели. В августе 1957 г. было произведено успешное испытание межконтинентальной ракеты Р-7 с точным попаданием в цель. Напомним, что именно в 1957 г., согласно американскому плану «дропшот — ядерный план», планировалось сбросить на 100 городов СССР 300 атомных бомб. На основе модернизированной межконтинентальной ракеты Р-7 на углеводородном топливе, в создании которого принимала участие химическая школа Ю. Г. Мамедалиева, 12 апреля 1961 года взлетел в космос Ю.А. Гагарин, открыв «антропокосмическую эру» в истории человечества, т. е. эру освоения человеком космоса.

Рассказывают о том, что после полета Юрия Гагарина президент США Джон Кеннеди вызвал к себе Генерального конструктора Вернера фон Брауна и спросил: «Почему не мы, а русские первыми вышли в космос?», на что тот ответил: «Потому что у нас не было своего Королёва». Если бы Вернер фон Браун знал всю глубину вопроса, то он мог бы добавить: «Потому что у нас не было не только Королёва, но и Зелинского с его знаменитой научной школой».

Со времени исторического полета Юрия Гагарина прошло почти 60 лет. Технологии топлив для космических ракет не стояли на месте и совершенствовались из года в год. Но мы должны отдать должное тем людям, которые на заре космонавтики в критический момент истории своего отечества нашли в себе волю мобилизовать умственные силы страны, создать ракетно-ядерный щит и впервые в истории человечества выйти в космос.

LIFE — IS A PROCESS OF BURNING

B.A. Dadashev^{1,2}

a.n.zelinskii@gmail.com

A.N. Zelinsky^{1,2}

¹ Nikolay Zelinsky Museum

² Zelinsky Center for the Protection of the Noosphere

The author considers the invaluable contribution of the chemical school of academician N.D. Zelinsky, who died 3-4 years before the «space era» start, into the space victories of our country. In the rockets fuel selection, the chemical school of N.D. Zelinsky followed the precepts of K.E. Tsiolkovsky, who recommended the hydrocarbons — “white oil” — to be used as the fuel for future rockets.

200 ЛЕТ АКАДЕМИИ ВОЕННЫХ ПЕРВОПРОХОДЦЕВ КОСМОСА

В. И. Углов

valentinuglov@yandex.ru

Музей истории ВА РВСН имени Петра Великого

Автор в данном выступлении на основе документов архива музея Военной академии РВСН имени Петра Великого знакомит слушателей с одной из примечательных страниц двухвековой истории академии.

Военная академия Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого является одной из старейших высших военных школ. Артиллерийского училища, от которых взяла начало академия, официально были открыты 25.11(7.12).1820 года. В зависимости от военно-политических посылок, степени развития военного дела и научного прогресса академии неоднократно изменяли предназначение и наименование. Ее научно-педагогические школы, формируясь, развиваясь, порой меняя свое профессиональное направление, с этого дня непрерывно плодотворно функционировали. Но неизменной составляющей ее научных исследований в большей или меньшей степени были изыскания в области ракетодинамики, ракетостроения, космонавтики. Вспомним хотя бы такие фамилии из XIX века: А.Д. Засядко, К.И. Константинов, М.М. Поморцев. Полученные результаты незамедлительно находили отражение в учебном процессе.

С начала XX века интерес к реактивной технике неуклонно возрастал. Поэтому, в качестве экстренной меры по подготовке военных инженеров по реактивной технике, в 1932 г. выпускной курс баллистического отделения академии прошел специальную подготовку по реактивным средствам борьбы. Последующие семь выпусков ракетчиков получили систематизированную специальную подготовку. Благодаря этим мерам академия имела возможность направить в Газодинамическую лабораторию (ГДЛ) и московскую Группу по изучению реактивного движения (Мое. ГИРД) своих выпускников Г.Э. Лангемака, Б.С. Петропавловского, Ф.Н. Пойду, Л.Э. Шварца, Р.Е. Соркина и М.Ф. Фокина. В первый же год после создания первого в мире Реактивного научно-исследовательского института (РНИИ) для работы в нем было направлено 27 выпускников академии.

По инициативе профессоров М.Ф. Васильева, И.П. Граве и Я.М. Шапира в августе 1944 г. создается кафедра реактивного вооружения с учебной лабораторией и открывается специальность подготовки соответствующих кадров. Причем набор был сделан сразу на все пять курсов.

Через год 25 сентября 1945 г. новая специальность артиллерийской академии была развернута в первый отечественный факультет ракетного вооружения. Он, можно утверждать, и положил начало систематическому отечественному ракетному образованию. Пройдя первой весьма сложный путь становления и научно-методического обеспечения учебного процесса, академия в последующем охотно делилась опытом с МВТУ им. Н.Э. Баумана (начавшего подготовку ракетчиков в 1948 г.) и Ростовским высшим инженерным артиллерийским училищем (1951 г.).

Наряду с ракетчиками, начавшими исследования и опытно-конструкторские работы еще в 30-х годах — С.П. Королёвым, В.П. Глушко, Ю.А. Победоносцевым, воспитанниками академии Я.М. Шапира, Е.К. Мошкиным (вып. 1941) и другими, с июля 1945 г. в Германии работали и молодые представители академии имени Ф.Э. Дзержинского, ее питомцы: Д.А. Погорелов, Д.Н. Щеверов, Г.А. Никитин, О.Б. Харчевников, девять из двенадцати первых выпускников-ракетчиков (1946), в том числе А.С. Нахамчик, А.Н. Иванов, М.И. Копытов, Г.Е. Носовицкий.

Совет Министров СССР своим Постановлением от 10.07.1946 учредил при МВС СССР Академию Артиллерийских Наук (ААН). Действительными членами первоначально-

ного состава ее стали 22 (из 25 академиков) воспитанника и преподавателя академии имени Ф.Э. Дзержинского. Одним из ведущих в ней стало отделение реактивного вооружения. Академиком-секретарем отделения общим собранием ААН был избран Я.М. Шапиро. В данном отделении с 1946 по 1953 г. активно работали ведущие отечественные ракетчики, в том числе член-корреспондент С.П. Королёв. Это обстоятельство сыграло исключительную роль в становлении ракетных школ академии.

При формировании Научно-исследовательского артиллерийского института реактивного вооружения № 4 ВС СССР большинство руководящих должностей было укомплектовано дзержинцами. Так второй научный сектор возглавил К.К. Глухарев (вып. 1927), ведущие отделы — Ф.Н. Пойда (вып. 1932), Н.А. Шиллинг (вып. 1931), П.А. Овчинников (вып. 1933), М.А. Розенберг (вып. 1932), В.М. Говядкин (вып. 1930). Несколько позднее начальниками отделов стали С.К. Трусов (вып. 1939), М.Д. Кислик и В.В. Бутылкин (оба вып. 1952).

Постановлением СМ СССР от 19.09.1951 на артиллерийскую академию была возложена задача ускоренной подготовки военных инженеров-ракетчиков путем проведения специальных наборов студентов старших курсов гражданских промышленных вузов. Такие массовые наборы были осуществлены в 1951, 1952 и в 1953 гг. Выпускники эти стали без преувеличения основой ракетно-космических и ракетно-ядерных войск, войск ПВО страны.

Уже в феврале 1953 г. для координации работ по исследованию и использованию космического пространства была создана Комиссия АН СССР. В течение длительного времени ее возглавлял воспитанник академии, прошедший в ней путь от слушателя до начальника академии, академика АН СССР, А.А. Благоврахов. Под его руководством группа ученых разработала программу научных исследований из космоса верхних слоев атмосферы и освоения космического пространства («Космос»).

Представляет интерес рассказ начальника первого отечественного космодрома «Байконур» А.И. Нестеренко о комплектовании коллективов ведущих опытно-исследовательских подразделений тогдашнего полигона на ст. Тюра-Там: «Исключительно большую роль в подборе молодых офицерских кадров на полигон сыграло то обстоятельство, что раньше я был начальником реактивного факультета в Военной артиллерийской академии имени Ф.Э. Дзержинского, где в апреле 1955 г. был проведен большой выпуск слушателей. Это были мои воспитанники, которых я знал, и которые знали меня. ... Большинство офицеров дали согласие выехать на полигон».

Командование полигона организовало курсы теоретической подготовки офицеров-испытателей. Курсы возглавил Б.А. Бобырев (вып. 1955). Под руководством Н.Г. Кальжанова (вып. 1946) и А.С. Кириллова (вып. 1955) к 1957 г. на 5 НИИП было подготовлено техническое описание бортовых систем управления ракеты Р-7. В этой работе наряду с другими исполнителями приняли активное участие А.В. Поцелуев и Ш.А. Чанышев, также выпускники академии. Оснащением полигонных лабораторий по системам управления ракет руководил М.Ф. Журавлев (вып. 1956).

В первых числах апреля 1961 г. был получен приказ на подготовку и пуск космического корабля «Восток» с человеком на борту. Непосредственное руководство всеми работами на космодроме Байконур возглавили: от создателей комплекса — Л.А. Воскресенский (заместитель С.П. Королёва), от военных испытателей — начальник Первого управления полигона инженер-полковник А.С. Кириллов (вып. 1955). Секретарем Государственной комиссии, как и при запуске первого ИСЗ, был Александр Максимов (вып. 1952).

В боевой расчет инженерно-испытательной бригады по пуску изделия 8К72 № Е 10316 на стартовой площадке № 1 12 апреля 1961 года входил 51 офицер с военно-академическим образованием. Среди них — 25 дзержинцев. На долю остальных (десяти) академий пришлось лишь 26 дипломов. Расчет монтажников первой группы ракетно-космической испытательной части выгрузил из вагона и разложил на испытательные

стенды ступени ракеты-носителя. От Первого управления полигона контроль за работой расчета осуществлял Н.П. Синеколодецкий (вып. 1955). Транспортная экспедиция во главе с главным инженером части капитаном В.В. Кручининым (вып. 1955) привезла с аэродрома космический аппарат. Кропотливую работу по проверке и испытаниям всех систем и приборов тщательно контролировали В.Г. Соколов (вып. 1955) и другие инженеры Первого управления. Ежесуточно «связывали» проверочные работы, добиваясь выполнения суточного графика, начальник пятой группы В.С. Беляев (вып. 1957) вместе с начальником отдела А.П. Долининым (вып. 1955) и его заместителем В.Я. Хильченко (вып. 1955).

12 апреля, после доклада Ю.А. Гагарина о готовности к полету, его поочередно обняли председатель Государственной комиссии К.Н. Руднев, технический руководитель С.П. Королёв и заместитель председателя Маршал Советского Союза К.С. Москаленко (вып. Курсов при академии 1939). Конструктор КБ О. Ивановский и В.А. Холин (вып. 1966) помогли первому космонавту подняться к космическому кораблю.

А.С. Кириллов и Л.А. Воскресенский заняли места у перископов. Все замерли после команды А.С. Кириллова «Ключ на старт!». Кнопку «Пуск» нажал оператор пульта Б.С. Чекунов (вып. 1965). После получения С.П. Королёвым доклада начальника КИК А.Г. Караса (вып. 1952) о выходе корабля на орбиту все поняли: «Свершилось!».

Среди участников запуска, кроме указанных выше, также были дзержинцы: начальник полигона-космодрома А.Г. Захаров (вып. 1950), заместитель начальника полигона по НИР и измерениям М.Ф. Журавлев (вып. 1956), начальник отдела анализа на полигоне В.А. Боков (вып. 1943), начальник лаборатории 1-го испытательного управления полигона В.И. Кручинин (вып. 1954), начальник 3-го Управления ГУРВО К.А. Керимов и его заместитель В.И. Щеулов (вып. 1951), начальник НИИ-4 А.И. Соколов (вып. 1934), районный инженер ОКБ-1 МОМ П.Е. Трубочев (вып. 1949), инженер-испытатель В.Г. Соколов (вып. 1955), начальник отдела НИИ-4 В.Д. Ястребов (вып. 1951), начальник лаборатории НИИ-4 А.В. Цепелев, начальник двигательного отдела ГУРВО В.В. Фаворский (вып. 1951), В.С. Патрушев (вып. 1954), А.М. Беляков (вып. 1947) и другие дзержинцы.

Академия принимала активное участие уже в первой научно-исследовательской работе по космической тематике, выполненной рядом организаций Министерства обороны по постановлению ЦК КПСС и СМ СССР. В разделе, посвященном системам управления космических аппаратов (научный руководитель профессор А.С. Шаталов), были изложены методы ориентации и стабилизации космических аппаратов, исследована динамика наведения и методы наведения космических аппаратов, была дана методика инженерного синтеза системы управления космическими аппаратами при случайных воздействиях, сформулированы граничные условия и закон управления для различных гравитационных помех, решена задача оптимального управления сближением двух аппаратов.

В музее академии, наряду с документами, фотографиями, хранятся: образец выпела для доставки их на Луну, Венеру, Марс, разработанный учеными академии; различные пиротехнические устройства ракетносителей и космических аппаратов, а также прибор для забора грунта с поверхности Луны, созданные на основе наших теоретических исследований; лазерный пистолет, сконструированный в академии для защиты космонавта в свободном полете. Последний признан памятником науки и техники Российской Федерации первой категории (сертификат № 446).

Мы гордимся, что благодарные человечество присвоило имена шести питомцев академии И.П. Граве (совместно с математиком Д.А. Граве), К.И. Константинова, Г.Э. Лангемака, М.М. Поморцева, Б.С. Петропавловского, Н.П. Федорова, В.Г. Довганя и четырех ее преподавателей: А.Д. Засядко, Г.И. Гесса, Э.Х. Ленца, М.К. Тихонравова характерным поверхностным образованиям на обратной стороне Луны (кратер Засядко и т. п.).

С момента формирования Космических войск до сегодняшних дней ими командуют только генералы, имеющие диплом нашей академии.

200TH ANNIVERSARY OF THE ACADEMY OF MILITARY PATHFINDERS OF SPACE

V.I. Uglov valentinuglov@yandex.ru

VA RVSN named after Peter the Great Museum

The paper is based on the Military Academy of Strategic Rocket Troops after Peter the Great Museum archives and introduces one of the remarkable pages of the Academy's two-century history.

СОВЕТСКАЯ КОСМОНАВТИКА. ЭПОХА КОРОЛЁВА. 1946–1966 гг.

P.A. Сергеев rubenserg@gmail.com

Компании «МосДизайнПроект»

В знаменитой поэме Маяковский рассказывал «о времени и о себе». Сегодня нам всем интересно понять, что за время была эта «эпоха Королёва», позволившая нашей стране достичь небывалых свершений в космосе и реализовать, быть может, самую дерзкую мечту человечества. Мне кажется, что экспозиция, посвященная этому времени, могла бы послужить лучшему пониманию того периода нашей истории, а, заодно, уроком для всех нас. Цель этого выступления — наметить темы и углы зрения, под которыми прежде не рассматривалась в рамках музейно-экспозиционного дела эпоха Королёва и среда, в которой вершились ее славные дела.

В первом разделе экспозиции, который я назвал бы «С. П. Королёв — подлинный сын своей эпохи» можно было бы раскрыть такие темы, как «Королёв — величайший стратег в деле освоения космического пространства», «создатель космической отрасли» (Сергей Хрущев), «великий полководец» в деле покорения космоса (биограф Королёва — Ярослав Голованов). Здесь важно объяснить, какие свойства лидера были особенно востребованы в рамках мобилизационной модели сталинской экономики, известные «прорабы» которой безошибочно увидели в Сергее Павловиче (как несколькими годами прежде в И.В. Курчатове) наиболее достойного кандидата на роль лидера общенационального проекта. Это дополняется рассказом о личных свойствах и жизненной траектории конструктора. Важно понимание того, что мобилизационная модель продолжала действовать и после смерти И. В. Сталина за вычетом наиболее одиозных моментов «негативного стимулирования».

Должно разъяснить смысл «ракетного постановления» 1946 г., нацелившего страну на спешное создание ракетного щита, ситуации окружения СССР американскими базами со средними и дальними бомбардировщиками, а с 1958 г. — и американскими ракетами «средней дальности» (для нас — стратегическими!) — «Юпитер» и «Тор», развернутыми в Турции, Италии и Великобритании в 1958 — 1959 гг. Первая ракета, испытанная Королёвым, с ядерным зарядом Р-5, была, как шутили, «для Европы». А запущенная в серию в 1959 г. «семерка» — для заокеанских оппонентов.

Следующей темой я обозначил бы как «военные программы открывают путь в космос». Исследовательская тема 1949/1950 гг. по определению основных технических параметров и возможного будущего облика межконтинентальной ракеты (дальность 8.000 км, боеголовка весом 3,5 тонны). В октябре 1953 г. зампред Совмина Малышев по просьбе курчатовцев дает распоряжение «перевязать» будущую ракету под

боеголовку в 5,5 т: двери для полета человека в космос приоткрылись! Отметить, что на модификации этой ракеты мы в 2020 г. отправим двух американцев на МКС. Тут можно было бы, походя, опровергнуть западную теорию о наших «тяжелых и несовершенных» боеголовках. Просто нам надо было забрасывать заряд на межконтинентальную дальность в то время, когда юпитеры и торы разворачивались вблизи нашей территории.

Про спутник, запуск собак, лунный вымпел и фото обратной стороны Луны — все в целом ясно. Важно рассказать о приоритете работ над аналогичным кораблю «Восток» кораблем — разведчиком «Зенит» (для фото-, радио- и других видов разведки). По началу 1958 г. военно-политическое руководство торопило Королёва с «Зенитами». Тему военного космоса в работе ОКБ-1 и С. П. Королёва проиллюстрировать рассказом и фото последней Королёвской МБР Р-9 (стоит у входа в музей Вооруженных сил в Москве).

Плохо освященная в экспозициях тема «С.П. Королёв и "крылатый космос"». Рассказать, как по просьбе С.П. его старый друг по планеризму 1920-х гг., авиаконструктор и будущий зам П.В. Цыбин в 1959 г. просчитывал параметры и моделировал перспективный ракетоплан со складывающимися крыльями для управляемой посадки на землю (С.П. поначалу не доверял парашютам для возвращения из космоса). К.Э. Циолковский, как известно, в свое время продвигал идею аэродинамического торможения в атмосфере перед посадкой. Здесь уместен был бы и рассказ о том, что С.П. благословил в 1965 г. своих первых питомцев Ю.А. Гагарина, Г.С. Титова, П.Р. Поповича, А.Г. Николаева и В. Ф. Быковского, учившихся в Академии им. Жуковского, на совместную работу по проектированию воздушно-космического аппарата — прообраза будущего «Бурана». Указать, что в том же 1965 г. аналогичной космический самолет начали проектировать в авиационном КБ А. И. Микояна. Ведущий конструктор Г. Лозинский.

Одна из важных тем экспозиции принятая 23 июня 1960 г. ЦК и Правительством с подачи С.П. Королёва и М.В. Келдыша, «Программа по дальнейшему освоения космического пространства на 1960–1967 гг.». Иногда ее называли «космической семилеткой». Отметить, что она была выдвинута вскоре после принятия 21-м съездом КПСС в 1959 г. семилетнего плана развития, по которому к 1965 г. СССР должен был обогнать США по основным параметрам промышленного производства. В рамках «космической семилетки» С.П. Королёв предложил к 1965 г. (к концу хрущевской семилетки) построить тяжелый и сверхтяжелый носители «Н-11» и «Н-1» (они шли в блоке), с помощью которых начать строительство тяжелых орбитальных станций (в том числе военного назначения) и начать подготовку к полетам (в том числе пилотируемым) к Марсу и Венере.

В октябре 1961 г. состоялся 22-й съезд Партии, на котором Хрущев декларирует построение коммунизма к 1980 году. Заместитель Королёва Б.Е. Черток рассказывал, что после съезда С.П. обещал Хрущеву пилотируемый облет Марса до наступления этого срока (1975–1978). «До посадки людей на Марс я вряд ли доживу», сказал он Борису Евсеевичу.

Тема запусков АМС к Луне, Венере и Марсу хорошо проработана. Успешная мягкая посадка на спутник Земли «Луны-9» в 1966 г. (после кончины С.П. Королёва) — очередной триумф Королёва и ОКБ-1, свидетельствующий о способности решить проблему мягкой посадки на Луну корабля с космонавтами.

Тема пилотируемой экспедиции на Луну — это наиболее драматический этап в судьбе С.П. Королёва и, уверен, должна стать одна из основных в экспозиции. Без ее раскрытия последние два года жизни и деятельности главного конструктора останутся пробелом, который нельзя будет заполнить ни рассказом о полете «Восхода-1» в октябре 1964 г., ни историей славного и драматического полета Павла Беляева и Алексея Леонова в марте 1965 г.

Рассказ о тяжелой ситуации, в которую попали С.П. Королёв и ОКБ-1, когда в 1964 г. руководство страны решительно потребовало от них бросить все силы «на Луну» в условиях экономического кризиса в стране, недостатка финансирования и начавшейся после снятия Хрущева перестройки органов государственного управления, очень важен и поучителен. Отказ включиться в полномасштабную лунную гонку грозил ОКБ-1 и созданной вокруг него кооперации настоящим кризисом. При этом реализация лунного проекта противоречила планам Королёва, желавшего создать на Земле и ее орбите мощную базу для дальнейшего последовательного «штурма космоса». Важно показать, что для США сложнейший лунный проект имел в первую очередь пропагандистское значение в плане утверждения своего мирового лидерства. Лунный проект, равно как и проект большого космического челнока, не смогли стать стратегическими направлениями в развитии американских космических программ, в то время как разрабатывавшаяся С.П. Королёвым стратегия была продуманной, планомерной и последовательной. Но успешной она могла бы стать при одном «маленьком условии»: мощном экономическом развитии СССР. В экспозиции важно отметить, что стратегические и последовательные планы С.П. Королёва в освоении космического пространства и создании научной и производственной базы для дальнейшего «штурма космоса» по-прежнему актуальны и заслуживают самого внимательного изучения.

Для лучшего понимания стратегии Королёва очень важна поданная им в 1960 г. в ЦК совместно с Келдышем записка о серьезной реорганизации всей космической отрасли СССР. Записка включала такие идеи, как создание органов международного сотрудничества в деле мирного освоения космоса, исследовательских институтов для изучения фундаментальных проблем освоения космического пространства, равно как и самостоятельного института медико-биологических проблем. Эти идеи в разных формах реализовывались в основном уже в посткоролёвскую эпоху и стали важной частью королёвского наследия.

Краткая аннотация: В выступлении основное внимание уделяется рассказу о деятельности С.П. Королёва в контексте внутреннего и внешнего положения СССР. Особо отмечается рождение советской космонавтики из военных программ, последовательно разрабатывавшейся С.П. Королёвым стратегии освоения космического пространства, трудностям, встретившимся на пути реализации замыслов великого конструктора. Особое внимание уделяется Программе по дальнейшему освоению космического пространства на 1960–1967 гг., вступившей в противоречие с требованиями руководства СССР «Луну американцам не отдавать» и известными финансовыми и техническими трудностями. Целью выступления является акцентирование внимания слушателей, связанных с музейно-экспозиционной деятельностью, на недостаточно представленных в музейном деле темах, связанных с космическими программами СССР и С.П. Королёва.

SOVIET COSMONAUTICS. THE ERA OF KOROLEV. 1946–1966

R.A. Sergeev

rubenserg@gmail.com

“MosDesignProject” company

In the famous poem, Mayakovsky spoke «about time and about himself.» Today we are all interested to understand what time was the “era of Korolev”, which allowed our country to reach unprecedented achievements in space and realize, perhaps, the most daring dream of mankind. It seems to the author that exposition dedicated to this time could serve as a better understanding of that historical period, but at the same time, as a lesson for all of us. The

purpose of this report is to outline the themes and goal angles for the museum exposition, which were not considered into account the era of Korolev and the environment in which the glorious deeds were performed.

«СОВЕРШЕННО СЕКРЕТНО» К 100-ЛЕТИЮ Д.И. КОЗЛОВА

Е. М. Кузина

elena.m.kuzina@gmail.com

Музей «Самара космическая»

Работа посвящена 100-летию со дня рождения Дмитрия Ильича Козлова — легендарного конструктора ракетно-космической техники, соратника С.П. Королёва, руководителя Центрального специализированного конструкторского бюро (ЦСКБ) и РКЦ «Прогресс».

Дмитрий Ильич Козлов родился 1 октября 1919 г. в городе Тихорецке Краснодарского края. В 1937 году поступил на артиллерийский факультет Ленинградского военно-механического института. В июле 1941 г. Дмитрий Ильич Козлов добровольцем ушел на фронт, участвовал в обороне Ленинграда, был трижды ранен.

После окончания Великой Отечественной войны вместе с С.П. Королёвым работал над первыми проектами советских баллистических ракет. В конце 1950-х годов Козлов вместе с Виктором Яковлевичем Литвиновым организовали на куйбышевском заводе «Прогресс» производство межконтинентальных баллистических ракет Р-7.

23 июля 1959 г. для конструкторского сопровождения серийного производства ракет Р-7 был организован отдел № 25 ОКБ-1, через год преобразованный в филиал № 3 ОКБ-1. Начальником филиала и его главным конструктором был назначен Д.И. Козлов. Первые две ступени ракеты-носителя «Восток», которая 12 апреля 1961 г. вывела на орбиту космический корабль с Юрием Гагариным, были изготовлены в Куйбышеве под руководством Дмитрия Ильича Козлова.

В 1964 г. по указанию С.П. Королёва серийное производство и работы по созданию автоматических низкоорбитальных средств наблюдения были переданы филиалу №3 ОКБ-1 и куйбышевскому заводу «Прогресс». Настоящим прорывом в космическом аппаратостроении стало создание спутника нового поколения «Янтарь-2К» для детального фотонаблюдения, первый запуск которого состоялся в 1974 г. Именно с того времени одним из основных направлений деятельности КБ Козлова стало создание космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Впоследствии на основе этих разработок были созданы спутники ДЗЗ нового поколения «Ресурс-Ф», «Ресурс-ДК1» и «Ресурс-П».

В 1966 г. коллективом КБ под руководством Дмитрия Ильича Козлова была создана трехступенчатая ракета-носитель среднего класса «Союз» для запуска пилотируемых космических кораблей и спутников различного назначения. Эта ракета и ее модификации: «Союз-У», «Союз-ФГ» стали самыми надежными средствами выведения в мире. Под руководством Дмитрия Ильича в начале 2000-х годов была осуществлена глубокая поэтапная модернизация ракеты-носителя «Союз». Новая ракета получила наименование «Союз-2». В настоящее время двумя модификациями новой ракеты «Союз-2» этапов 1а и 1б осуществляется большая часть запусков с космодромов Байконур, Плесецк, Восточный.

Д.И. Козловым был предложен и разработан проект по созданию космодрома для ракеты-носителя «Союз-2» («Союз-СТ») на территории Гвианского космического центра в Южной Америке.

Бессменный руководитель ЦСКБ (на протяжении 45 лет!), Дмитрий Ильич Козлов создал школу конструирования космических аппаратов, воспитал коллектив единомышленников, которому по плечу любые задачи.

Дмитрий Ильич Козлов (1919–2009) — дважды Герой Социалистического Труда (1961, 1979), кавалер четырех орденов Ленина (1956, 1960, 1961, 1979), ордена Октябрьской Революции (1971), ордена Красной Звезды (1944), ордена Отечественной войны I степени (1985), ордена «За заслуги перед Отечеством» II степени (1994), лауреат Ленинской премии (1957), Государственных премий СССР (1976, 1983) и Государственной премии Российской Федерации (1994), награжден медалями «За оборону Ленинграда» (1943) и «За победу над Германией в Великой Отечественной войне» (1945), многими ведомственными и региональными наградами, доктор технических наук, профессор, член-корреспондент Академии наук СССР (1984) и Российской академии наук, Почетный гражданин городов Тихорецка и Самары, первый Почетный гражданин Самарской области.

Вклад Д. И. Козлова в отечественное ракетостроение велик, а интерес аудитории к проектам конструктора только растет. Ведь сейчас доступна информация, которая двадцать лет назад находилась под грифом «совершенно секретно».

Концепция выставки «Совершенно секретно» в честь 100-летия Дмитрия Ильича Козлова. В рамках юбилейных мероприятий, посвященных празднованию 100-летнего юбилея Д.И. Козлова в МБУК г.о. Самара «МВЦ «Самара Космическая» организована выставка «Совершенно секретно». Целью выставки является освещения профессиональной деятельности Д.И. Козлова.

Структура и основные разделы выставки:

Организовано следующее тематическое зонирование выставки «Совершенно секретно».

1. Тематический блок «Рабочий стол Д.И. Козлова». Раритетная часть экспозиции. Здесь представлены предметы:

- раритетный рабочий стол Дмитрия Ильича из заводского рабочего кабинета;
- телефон с диском;
- очки;
- часы;
- календарь;
- настольный набор (карандаши, ручки);
- папки с документами;
- газеты (того времени с новостями о полетах или запусках — Гагарина или спутника «Правда»);
- увеличительное стекло;
- модель первого спутника;
- фото и документы, фиксирующие тесное сотрудничество с С.П. Королёвым.

2. Тематический блок «Проектный стол». На столе представлены проекты, разработкой которых занимался Д.И. Козлов на заводе «Прогресс». Здесь расположены небольшие настольные макеты следующих изделий:

- модель ракеты Р-7;
- модель ракеты Н-1;
- модель аппарата «Зенит»;
- модель аппарата «Янтарь»;
- модель аппарата «Ресурс»;
- модель аппарата «Сапфир».

Максимально возможное количество материалов предоставлено заводом «Прогресс» — макеты, модели, чертежи, схемы, фотоснимки с аппаратов.

3. Тематический блок «Завод». Здесь представлена информация о Д.И. Козлове как о руководителе большого предприятия и вехах в истории завода «Прогресс» в кон-

тексте истории страны (о послевоенном положении завода и перестройке производства с авиационного на космический профиль).

4. Тематический блок «Инженерная доска». Представлен в форме медиаконтента под условным названием «Доклад Главному конструктору» с популярными пояснениями к проектам серии стратегических ракет, разрабатываемых на заводе «Прогресс» под руководством Дмитрия Ильича.

5. Тематический блок «Люди». Здесь рассказывается о коллегах, соратниках, через факты, воспоминания, фото и цитаты ветеранов отрасли.

Дополнительные элементы выставочного пространства представлены в виде экранов с демонстрацией ТВ-интервью и ТВ-хроники о жизни Д.И. Козлова, об истории страны и города, фото-, видеоматериалы, 2D- и 3D-объекты, графические материалы и подлинный предметный ряд вещей.

«TOP SECRET» — TO 100TH ANNIVERSARY OF D.I. KOZLOV

E.M. Kuzina

elena.m.kuzina@gmail.com

Samara Space Museum

The work is dedicated to the 100th birthday of Dmitry Ilyich Kozlov — the legendary designer of rocket and space designs, a close associate to S.P. Korolev, the head of the Progress Rocket Space Center.

ТВОРЧЕСКОЕ НАСЛЕДИЕ Д. И. КОЗЛОВА В МУЗЕЕ АВИАЦИИ И КОСМОНАВТИКИ ИМЕНИ С. П. КОРОЛЁВА

Н.В. Богданова

bogdana@ssau.ru

Музей авиации и космонавтики Самарского университета имени С.П.Королёва

Представляются основные достижения, место и роль в отечественной и мировой космонавтике генерального конструктора ракетно-космической техники Д. И. Козлова, основателя Самарской научно-конструкторской школы низкоорбитального космического аппаратостроения; отражение творческого наследия Д. И. Козлова в музее авиации и космонавтики имени С.П. Королёва.

В истории развития отечественной космонавтики деятельность Дмитрия Ильича Козлова занимает особое место. Выпускник Военмеха, фронтовик, более полувека своей жизни он отдал важнейшему для страны делу — созданию «оборонного» щита Родины. При этом он остается самым малоизвестным из всех заместителей Сергея Павловича Королёва.

При непосредственном участии Дмитрия Ильича были решены приоритетные задачи «прорыва» в космос и началось практическое его освоение в интересах народного хозяйства: запуск первого в мире искусственного спутника Земли, полет в космос первого человека Земли Ю.А. Гагарина, испытательные запуски тяжелых ориентированных космических кораблей.

На базе авиационного завода №1 в Куйбышеве создана производственная база изготовления межконтинентальных ракет, где для технического руководства в 1959 г.

был организован филиал ОКБ-1, главным конструктором которого стал Д.И. Козлов (в 1974 г. филиал был преобразован в самостоятельное предприятие — Центральное специализированное конструкторское бюро (ЦСКБ). В 1996 году был образован ракетно-космический центр «ЦСКБ-Прогресс» путем объединения завода «Прогресс» и ЦСКБ).

Приказом по ОКБ-1 от 25 июня 1964 г. № 48 за Филиалом № 3 в Куйбышеве был закреплён весь объём работ по изделиям типа Р-7А и космическим аппаратам (КА) «Зенит». С этого времени на предприятии начались работы по модернизации КА «Зенит», а также по созданию новых КА наблюдения. Здесь был создан ряд усовершенствованных модификаций высоконадёжных ракет-носителей: «Восток», «Молния», «Восход», «Союз», «Союз-У», «Союз-2» и др.

Коллективом, возглавляемым Д.И. Козловым, обеспечено развитие важнейшего направления в технологии создания автоматических КА наблюдения Земли — спутников-фоторазведчиков, снимки которых позволяли оперативно получать с высоким разрешением самую точную и исчерпывающую информацию о вероятном противнике с возможностью передачи ее в реальном масштабе времени и с высокоточной привязкой к местности. Это космические аппараты серии «Зенит», «Янтарь», «Орлец» и др. Имея надёжный и достоверный контроль действий вероятного противника, стало возможным заключение самого важного международного договора о сокращении стратегических вооружений и контроля соглашений в области международной безопасности.

В Государственном научно-производственном ракетно-космическом центре «ЦСКБ — Прогресс» (ныне РКЦ «Прогресс»), возглавляемом Д. И. Козловым, разработаны также серии спутников «Фрам», «Ресурс», «Фотон», «Наука», «Энергия», «Эфир», «Бион» для решения народно-хозяйственных задач и научных исследований.

Космические аппараты, созданные под руководством Д.И. Козлова, в основном не имеют аналогов в стране и за рубежом, имеют высокую степень надёжности и эффективности и созданы в кооперации многочисленных КБ и НИИ. Руководитель головного ракетно-космического центра страны «ЦСКБ-Прогресс» Д.И. Козлов являлся председателем Совета Главных конструкторов обширной кооперации предприятий смежников, обеспечивающего поиск направлений решения научных проблем.

Проведённые лично Дмитрием Ильичем и под его руководством научные исследования, опытно-конструкторские работы представляют собой крупные научно-технические достижения. Важнейшим итогом этих работ стало создание не имеющей аналогов в мире адаптивной системы управления КА, построенной по принципу самоорганизующейся системы с элементами искусственного интеллекта.

Д.И. Козлов основал одну из наиболее ярких научных школ, научные разработки и фундаментальные исследования которой направлены не только на космическое аппаратостроение и дистанционное зондирование Земли, но и послужили основой для создания новых научных направлений в области геодезии и картографии, биологии и медицины, материаловедения, физики высоких энергий и др. В разные годы на предприятии защитили диссертации 10 докторов наук и 90 кандидатов наук.

Член-корреспондент АН СССР и РАН Д. И. Козлов работал в тесном сотрудничестве с Самарским научным центром РАН, Самарским университетом, в котором он заведовал кафедрами «Динамика полета и системы управления» (1967–1971) и «Летательные аппараты» (1980–1998), многие годы входил в состав диссертационного совета по специальности «Системы автоматизации проектирования». Дмитрий Ильич оказывал большую помощь и активно содействовал созданию и развитию музея авиации и космонавтики имени С. П. Королёва. В музее представлены подлинные изделия и агрегаты ракетно-космической техники, созданной под руководством Д.И. Козлова, в их числе спускаемый аппарат космического комплекса «Фотон», спускаемая капсула

КА «Янтарь-2К», контейнеры научной аппаратуры и другие приборы, работавшие в космосе.

Музеем неоднократно создавались выставки, посвященные деятельности Д.И. Козлова и его коллег, проводятся общественно-научные чтения и молодежные конференции памяти Д. И. Козлова, созданы мультимедийные ресурсы, раскрывающие его творческое наследие. В 2004 г. именно в музее состоялось торжественное заседание ученого совета университета, посвященное 85-летию Д.И. Козлова. В 2009 году в музее открыт мемориальный отдел Д. И. Козлова, где представлены личные вещи и документы Дмитрия Ильича, книги с его автографами и другие артефакты.

4 октября 2019 г. в музее состоялось открытие выставки «Дмитрий Козлов. Жизнь и судьба» и торжественное заседание Ученого совета университета, посвященное 100-летию со дня рождения Д. И. Козлова.

Литература

- [1] Космическое аппаратостроение: Научно-технические исследования и практические разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс» / под ред. д.т.н. А.Н. Кирилина. Самара: Издательский дом «АГНИ», 2011. 280 с.
- [2] Конструирование автоматических космических аппаратов / Д.И. Козлов, Г.П. Аншаков, В.Ф. Агарков и др.; под ред. Д.И. Козлова. М.: Машиностроение, 1996. 448 с.
- [3] Богданова Н.В. Космическая летопись Самарской области: Сборник статей о предприятиях ракетно-космической отрасли. Самара: Издательский дом «Агни», 2011. 208 с.
- [4] Создатель, учитель, легендарный конструктор, наш современник... Дмитрий Козлов / под ред. Р.Н. Ахметова, Г.П. Аншакова, А.Д. Сторожа. Самара: Типография РКЦ «Прогресс», 2019. 232 с.

ARTISTIC HERITAGE OF D.I. KOZLOV IN THE MUSEUM OF AVIATION AND COSMONAUTICS NAMED AFTER S.P. KOROLEV

N. V. Bogdanova

bogdana@ssau.ru

Museum of Aviation and Astronautics named after S.P. Korolev

The main achievements, the place and the role in the domestic and world cosmonautics of the rocket and space technology General Designer D. I. Kozlov, the founder of the Samara Scientific and Design School of Low-Orbit Space Engineering are presented; reflection of the creative heritage of D.I. Kozlov is at the S.P. Korolev Museum of Aviation and Cosmonautics.

ОКЕАНСКИЕ ОПОРЫ КОСМИЧЕСКИХ МОСТОВ

В.В. Митропов

viktor-mitropov@mail.ru, vmitropov57@gmail.com

Клуб ветеранов Морского космического флота, Москва

Раскрыта объективная необходимость и значимость создания и использования специализированных научно-исследовательских судов АН СССР, обеспечивающих постоянный телеметрический контроль и управление космическими аппаратами во время их орбитального полета.

Вся история развития советской космонавтики тесно связана с надежной поддержкой со стороны Морского космического флота (МКФ). Назначением судов было управление космическими аппаратами (КА) и кораблями (КК), траекторные и телеметрические измерения, поддержка связи с экипажами КК и долговременно-орбитальных станций (ДОС) [1].

В годы существования Службы Космических Исследований Отдела Морских Экспедиционных Работ АН СССР ее научно-исследовательские суда (НИС) работали в Атлантическом, Индийском и Тихом океанах. Объектами их работы были ДОС «Салют», «Мир» и МКС, КК «Восток», «Восход», «Союз», «Союз-Т», «Союз-ТМ», «Союз-ТМА», «Аполлон», транспортные корабли «Прогресс», межпланетных станций «Марс», «Венера», «Луна», «Вега» и «Фобос», многочисленные спутники, как военного, так и гражданского назначения — метеоспутники, спутники связи и разведки, системы позиционирования ГЛОНАСС, ракета-носитель «Энергия», многоразовый космический корабль «Буран», «Спейс шаттл» и беспилотный орбитальный ракетоплан БОР-4.

В конце 1950-х годов С.П. Королёв приступил к выполнению программы по запуску пилотируемых КК. Однако из 16 суточных витков 6 находятся вне зоны радиовидимости с территории СССР, и большая часть траектории проходит над Атлантикой, где выполняются ответственные операции — стыковки-расстыковки, торможение и спуск, а также «второй старт» — вывод на межпланетную орбиту[2]. Так, 60 лет назад возникла объективная необходимость в создании и присутствии в акватории Мирового океана специализированных судов — плавучих измерительных пунктов, способных поддерживать радиосвязь с экипажами КК и выполнять наблюдение и управление КА. В середине 1960 г. суда Министерства морского флота СССР: «Ворошилов» («Ильичевск»), «Краснодар» и «Долинск» были оснащены телеметрической радиоаппаратурой и укомплектованы специальными экспедициями. И уже 12 апреля 1961 г., находясь в Атлантике в районе Гвинейского залива, на трассе пуска КК «Восток», зафиксировали и передали в Центр управления полетами время включения и выключения тормозного двигателя КК и телеметрию о работе бортовых систем и самочувствии космонавта Юрия Гагарина. По мере усложнения решаемых задач и расширения государственных космических программ специально сформированная воинская часть — «Отдельный плавучий измерительный комплекс» пополнялся новыми судами «Аксай», «Бежица», «Ристна». В 1967 г. для обеспечения советской программы лунных пилотируемых полетов в строй вошли НИСы «лунной флотилии» — «Космонавт Владимир Комаров», «Боровичи», «Кегостров», «Моржовец» и «Невель», а в 1970–1971 гг. НИС «Академик Сергей Королёв» и флагман морского космического флота НИС «Космонавт Юрий Гагарин».

В 1977–1978 гг. в состав уже 9-го Отдельного морского командно-измерительного комплекса (ОМ КИК) Министерства обороны СССР в строй вошли новые современные НИСы «Космонавт Владислав Волков», «Космонавт Павел Беляев», «Космонавт Георгий Добровольский» и «Космонавт Виктор Пацаев». К концу 1978 г. флот МКФ насчитывал 11 судов, базировавшихся в Ленинграде и Одессе.

За 35 лет существования ОМ КИК обладал 17 судами различного класса и назначения. По вине экспедиций не было сорвано ни одного сеанса связи. Неоднократно Морскому космическому флоту удавалось спасать не только отдельные космические аппараты, но и государственные программы в целом.

Литература

- [1] Безбородов В.Г., Жаков А.М. Суды космической службы. Л.: Судостроение, 1980. 248 с.
- [2] Космический флот и управление космическим полетом / А.М. Жаков, В.Г. Безбородов, В.С. Феоктистов и др.; под ред. А.М. Жакова. СПб.: Судостроение, 1992. 208 с.

OCEAN PILLARS OF THE SPACE BRIDGES

V.V. Mitropov

viktor-mitropov@mail.ru, vmitropov57@gmail.com

Veteran's club Space Marine, Moscow

The objective necessity and significance of the creation and use of specialized research vessels of the Academy of Sciences of the USSR, providing constant telemetric monitoring and control of spacecraft during their orbital flight, is disclosed.

ОБРАЗ Ю.А. ГАГАРИНА В ТВОРЧЕСТВЕ ХУДОЖНИКОВ ТРЕХ ПОКОЛЕНИЙ

Д.В. Ярошевский

d_yaroshevsky@mail.ru

Творческий союз художников России, Творческое объединение «Созвездие видений»

Прошедший год был ознаменован целым рядом мероприятий, прошедших как в столице, так и во многих российских городах, которые были посвящены 85-летию со дня рождения Юрия Алексеевича Гагарина. Автор посвящает работу личности, чей образ и чья открытая искренняя улыбка вот уже столько лет продолжает греть души и сердца миллионов россиян, пробуждая в нас самые лучшие человеческие чувства. Попробуем понять, каким увидели его художники разных поколений — от его современников до нынешних достойных продолжателей отечественной «Арт-Гагарины».

Ю.А. Гагарин был как раз из тех людей, кто отнюдь не «забронзовел» и не заболел «звездной болезнью», несмотря на гигантскую лавину обрушившейся на него всемирной славы. Тем не менее себя в бронзе ему довелось увидеть еще при жизни...

Одним из первых, кто удостоился высокой чести запечатлеть для потомков облик первого космонавта Земли, был известнейший советский скульптор Л.Е. Кербель.

Именно ему накануне 10-летия космической эры, поручили изваять бронзовый бюст Гагарина для последующей установки на «Аллее Космонавтов». В 1962 г. художник с энтузиазмом взялся за создание портретов летчиков-космонавтов. Кербель провел с ними около месяца, сдружился, стал близким, своим человеком. Он говорил: «Меня, как художника, всегда интересовали сильные личности, характеры решительные, смелые... люди героических дел». Он создал предельно достоверный, «похожий портрет» Юрия Гагарина, который интересен и ценен именно своей документальностью. Портрет великолепно передает его характер — мужественный, напористый и чуть-чуть по-мальчишески задорный.

У Кербеля имеются и другие памятники, посвященные Ю.А. Гагарину. В собственности семьи скульптора находится памятник, где первый космонавт изображен стоящим в комбинезоне. Сам Л. Кербель так отзывался о Гагарине: «С Юрием Алексеевичем нас связывала не только работа, но и дружба. Я познакомился с его семьей, бывал в доме его матери в Гжатске, испытывал глубокую привязанность к этому обаятельному человеку, смелому, с обостренным чувством долга... Он был для меня воплощением человека будущего. Несколько портретов Ю. Гагарина, сделанных в разные годы, я отношу к своим удачам».

Существует памятная фотография, где Юрий Алексеевич явно с одобрением ставит свой автограф на собственном бюсте в мастерской Льва Ефимовича. Интересное ощущение возникает при взгляде на этот снимок! Особенно когда вспоминаешь, что

открытие «Аллеи космонавтов» состоялось 4 октября 1967 г, а в марте 1968 г. Гагарина уже не стало. Внезапно ушел он от нас, и жизнь его была подобна сияющему болиду — короткая, но очень яркая! А его светлый образ, сам его дух, сочетающий в себе и детскую простоту, и подлинное мужество и природную скромность наряду с осознанностью масштаба той исторической миссии, возложенной на него самой эпохой, остался во многих замечательных произведениях искусства его современников. В том числе и в виде бюста на Аллее космонавтов, буквально в двух шагах от монумента «Покорителям космоса», и лучше для этого места просто не придумаешь!

Многие известные художники пробовали рисовать Гагарина, но его прижизненные портреты, выполненные рукой выдающегося советского графика-портретиста А.Н. Яр-Кравченко, отличаются не только фотографической точностью, но и необыкновенной глубиной передачи эмоций. Наверное, поэтому Гагарин на портретах Яр-Кравченко выглядит то веселым, то задумчивым, то грустным... Но так ли просто далась подобная вершина мастерства этому Мастеру с большой буквы?

Приведу всего один фрагмент из творческой биографии художника.

Анатолий Яр-Кравченко в 1939 г. окончил Ленинградский институт живописи, скульптуры и архитектуры в мастерской И.И. Бродского. Уйдя добровольцем на фронт в июле 1941 г., служил в авиации маскировщиком в летных частях, оборонявших Ленинград и стрелком-радистом на пикирующих бомбардировщиках, будучи по совместительству еще и художником редакции армейской газеты «Атака». В свободное от полетов время он писал портреты летчиков-героев, преимущественно тех, на чьем счету было не меньше пяти сбитых самолетов. Почти в каждом номере печатались его рисунки, посвященные героям войны и суровым будням города. Их издавали в виде специальных фронтовых альбомов, вручавшихся особо отличившимся в боях, а портреты Героев Советского Союза тиражировались на открытках.

В те грозные для всей страны времена студией его был аэродром, а мольбертом — офицерский планшет. Всего за период войны Яр-Кравченко выполнил не менее 560 фронтовых зарисовок. Последние его работы — берлинские зарисовки — были им выполнены в мае 1945.

На портрете первого космонавта, сделанного мастером в 1961 г., имеется надпись: «Анатолию Яр-Кравченко, который так хорошо изображает человеческие лица и сильные характеры летчиков, Гагарин!». Позже Яр-Кравченко создаст целую портретную галерею покорителей космоса, командиров кораблей «Восток», «Союз» и «Салют» — В.А. Шаталова, Г.С. Шонина, В.М. Рождественского и других.

Можно привести по меньшей мере еще с десяток имен талантливейших мастеров — современников первого отряда космонавтов, которым в той или иной мере удалось отобразить не только внешний гагаринский облик, но и гагаринский дух. Тем не менее очевидно, что большинство наиболее известных работ на эту тему создавалось либо при жизни Юрия Алексеевича, либо близко к тому историческому периоду, а что же с этим сейчас, в XXI веке? Как его видят современные художники, и можно ли при таком обилии уже созданных произведений признанных мэтров советского искусства суметь найти новые ракурсы в восприятии Гагарина и как человека и как символа эпохи?

Члены ТО «Созвездие видений» ТСПХ ответили на этот вопрос утвердительно!

Например, современная художница Иветта Ки складывает свой образ первого космонавта из отдельных, самостоятельных сегментов, выполненных в стиле «модульной графики». Может показаться, что портрет создан на основе одной из известных хрестоматийных фотографий Юрия Алексеевича, но если хорошо приглядеться, те отдельные фрагменты, из которых и состоит весь рисунок, часто являют собой самостоятельные мини-картинки со своим смыслом и посылом.

Если говорить о чистой преемственности традиций, особенно в жанре портретного искусства, нельзя не вспомнить о творчестве известной московской художницы

Аиды Лисенковой-Ханемайер. Характерным примером в этом смысле является картина «Голубь Ноя», написанная в канун 50-летия первого полета человека в космос. В нем больше метафизики чем классического соцреализма. Весьма удачно об этом произведении написал публицист Александр Зинковский: «Здесь Герой космоса выглядит как обычный земной человек, и в то же время мы совершенно безошибочно осознаем, что перед нами — Гагарин. В руках он бережно несет прильнувшего к нему «посланца небес» — белоснежного голубя, подтверждающего всем жителям планеты Земля, что отныне они могут считать себя гражданами Вселенной».

Совсем иной ракурс представляет вниманию зрителя Н.В. Орлов. На очень насыщенной и многосложной работе, выполненной с помощью только одного простого карандаша, мы видим стремительно пикирующий вниз «бумажный самолетик», отсылающий нас к трагическим событиям в марте 1968 г. — гибели Гагарина и Серегина. На заднем фоне виден родительский дом первого космонавта как символ истинной материнской любви, давшей когда-то силы и крылья юному мальчугану, у которого была мечта о звездах.

Работа московского графика С.В. Демиденко также многосложна и многофигурна, но у автора есть свой собственный подход и свое прочтение гагаринской темы. Композиция «Путь к звездам» напоминает нам о том, что его подвиг нельзя рассматривать как деяние отдельно взятого человека. Ведь сам Юрий Алексеевич, как и его эпохальный полет, в данном случае лишь вершина айсберга титанических усилий целой плеяды не менее великих людей — его предшественников, современников и последователей. Не случайно мы видим здесь и К.Э. Циолковского и Ф.А. Цандера и С.П. Королёва вместе с В.П. Глушко.

Для столичного живописца Ю.Л. Немцева Гагарин всегда был темой сокровенной. На своем холсте художник постарался передать прежде всего Гагарина-человека, его солнечную и теплую душу. Во взгляде читается светлая грусть и надежда.

Московский график М.В. Морозова идет своим путем, характеризующимся тремя ключевыми понятиями: минимализм, эмоция и движение. Смотря на ее работы, так и хочется вспомнить известный афоризм про краткость, которая сестра таланта. В ее работе «Ветер истории», несмотря на небольшое количество объектов в композиции, изображение достигает своей смысловой полноты посредством той самой динамики, экспрессии и выразительности, о которых сказано выше. В ее Гагарине нет узнаваемых характерных привычных черт первого космонавта, которые мы привыкли наблюдать в большинстве произведений, связанных с темой гагаринианы. Есть только силуэт-символ, но вот он как раз и притягивает внимание и именно в нем зритель угадывает если не самого первого космонавта, то по меньшей мере его дух дерзновенного первопроходца, с детской непосредственностью распахнувшего дверь в неизведанное и уже почти шагнувшего туда — с земной тверди прямо в бессмертие...

THE IMAGE OF Y.A. GAGARIN IN CREATIVE WORK OF ARTISTS OF THREE GENERATIONS

D.M. Yaroshevsky

d_yaroshevsky@mail.ru

Creative Union of Russian Artists, Creative association "Constellation of knowledge"

The past year was marked by a number of events that took place both in the capital and in many Russian cities, which were dedicated to the 85th birthday of Yuri Alekseevich Gagarin. The author devotes the work of an individual whose identity and sincere open smile has been

warming the souls and hearts of millions of Russians for many years, awakening the best human feelings in us. Let's try to understand how artists of different generations saw him — from his contemporaries to the current worthy successors of the national "Gagarinian Art".

ДЕТСКИЙ КОСМИЧЕСКИЙ ЦЕНТР ИМ. В.П. САВИНЫХ КАК МНОГОФУНКЦИОНАЛЬНЫЙ КУЛЬТУРНЫЙ ОБЪЕКТ

Е.И. Кайсин

secr@dkc43.ru

Музей К.Э. Циолковского, авиации и космонавтики, Киров

Детский космический центр имени В.П. Савиных в городе Кирове Кировской области является новым многофункциональным культурным объектом, осуществляющим разноплановую культурно-просветительскую деятельность. Миссией учреждения является сохранение культурного наследия Российской Федерации в области авиации и космонавтики, культурное просвещение и популяризация достижений мировой и отечественной космонавтики. Целью музея является развитие и совершенствование культурно-рекреационной среды, отвечающей современным потребностям разных возрастных групп.

В 1988 г. в городе Кирове Кировской области в здании, где во второй половине XIX века жил основоположник теоретической космонавтики Константин Эдуардович Циолковский, открыт Музей К.Э. Циолковского, авиации и космонавтики. Это классический музей с большим информационным ресурсом, раскрывающим роль ученого и кировчан в деле освоения космического пространства. В 2018 году открыт Детский космический центр имени В.П. Савиных — многофункциональный культурный объект, осуществляющий разноплановую культурно-просветительскую деятельность, ставший частью Музея К.Э. Циолковского, авиации и космонавтики. В Детском космическом центре появились новые экспозиционные залы, рассказывающие о пилотируемой космонавтике и изучении космического пространства, что позволяет сформировать у посетителей целостную картину истории развития космонавтики в ходе обзорных и тематических экскурсий и музейных уроков.

Учреждение регулярно пополняется новыми экспонатами на космическую тематику, выполняя таким образом свою основную функцию — сохранение культурного наследия Российской Федерации. В фондах Музея по состоянию на 1 ноября 2019 г. хранится 7304 единицы основного фонда и 4366 научно-вспомогательного фонда. Наиболее крупными коллекциями музейного собрания являются нумизматика, письменные источники, кинофотоматериалы, изобразительное искусство, вещественные источники. В целях комплектования фондовых коллекций музей осуществляет сотрудничество с предприятиями авиационного и космического профиля, коллекционерами и модельстами.

Важной чертой современного музея является использование интерактивных технологий, которые стали универсальными средствами подачи информации, в постоянной экспозиции и в специально оборудованных помещениях. Зал «Астрофизические явления» отвечает указанным требованиям и оснащен интерактивными экспонатами, демонстрирующими сложные астрономические и физические процессы, протекающие на Земле и в космосе. В данном зале также проводятся физические и химические опыты и эксперименты.

Зал «Виртуальная космонавтика» позволяет с помощью интерактивных тренажеров получить первичные навыки управления космическим кораблем Союз ТМА, познакомиться со строением МКС и понять, как осуществляется контроль за космическими

полетами из ЦУПа. Данные тренажеры за счет своей уникальности и многозадачности придают большую вариативность в проведении разного рода мероприятий.

В планетарии осуществляется показ полнокупольных фильмов, проводятся сеансы на астрономические темы с использованием возможностей астросимулятора — программного обеспечения для создания новых полнокупольные программы. В 2018–2019 гг. в Детском космическом центре совместно с Центром повышения квалификации работников образования, Институтом развития образования и преподавателями астрономии учебных заведений была организована деятельность астрономической педагогической лаборатории в планетарии, разработавшей уроки, которые проходят в планетарии, включают в себя полнокупольную программу и научно-популярный сферический фильм. Таким образом, планетарий удалось интегрировать в систему преподавания астрономии в школе как необходимое средство обучения.

Визитной карточкой музея стал форум «Молодежные Циолковские чтения», который впервые прошел в 1989 г. 7–9 ноября 2019 г. состоялся Всероссийский форум «XV Молодежные Циолковские чтения», который отметил свой 30-летний юбилей и впервые прошел в здании Детского космического центра. В работе форума принял участие его Почетный председатель — Виктор Петрович Савиных, летчик-космонавт СССР, дважды Герой Советского Союза, а также почетные гости — космонавты, правнуки К.Э. Циолковского, разработчики ракетно-космической техники, ведущие ученые в области космонавтики. В форуме приняли участие более 1000 человек из 18 регионов России. Результатом работы форума является выявление и поддержка школьников и студентов, ориентированных на выбор профессий, связанных с авиакосмической отраслью России.

Значительной частью посетителей Детского космического центра являются школьники до 5 класса, поэтому особое значение имеют мероприятия, проводимые в игровой форме. Такими мероприятиями являются квесты, интеллектуальные игры, занимательные программы, викторины, мастер-классы, астрономические мультфильмы в планетарии. Наиболее масштабным проектом, объединившим указанные культурно-просветительские мероприятия, стал «Космические каникулы», реализованный в июле-августе 2019 г., и представляющий собой программу пятидневного пребывания детей в Детском космическом центре.

Яркими профориентационными мероприятиями Детского космического центра являются «Космические субботы» — это встречи учащихся 9–11-х классов и студентов с космонавтами, работниками космической отрасли страны и правнуками К.Э. Циолковского, построенные в формате свободного общения. В ноябре 2018 г. организована поездка Кировских школьников на космодром Байконур для участия в учебно-практических занятиях по космонавтике на базе Международной космической школы им. Челомея. Мероприятие проведено Музеем совместно с Балтийским государственным техническим университетом «Военмех» им. Д.Ф. Устинова, с которым заключено соглашение о сотрудничестве.

Одним из ведущих направлений деятельности Детского космического центра является совершенствование и расширение представленной экспозиции, интеграция интерактивных технологий. В ноябре 2019 г. 4-й этаж Детского космического центра преобразован в интерактивную зону, открытую для посещения. Здесь размещены интерактивные экспонаты, позволяющие узнать вес тела человека на других планетах, провести работы в космических перчатках, совершить виртуальное путешествие к далеким космическим объектам с помощью очков виртуальной реальности.

Расширение способов применения VR-технологий, как одного из самых перспективных интерактивных приемов работы, является важным направлением в развитии Музея на период 2020–2021 гг. В музее планируется создание зоны виртуальной реальности, где посетители смогут расширить свои знания о космонавтике и астрономии в новом для себя формате.

В Детском космическом центре планируется реализация культурно-просветительского проекта — сеансы радиолюбительской связи с МКС для школьников и студентов города Кирова.

Таким образом, Музей имеет широкие возможности для ведения культурно-просветительского и образовательного процессов, современные средства обучения и воспитания. В учреждении разработаны циклы мероприятий, отвечающие современным культурным и образовательным потребностям посетителей разного возраста. Реализация мероприятий осуществляется в классических и интерактивных формах, а также в их комбинировании и взаимной дополняемости, что позволяет эффективно использовать имеющиеся информационные и технические ресурсы Музея, который в настоящее время ведет активную работу по совершенствованию существующих и созданию новых форм культурно-просветительской деятельности.

CHILD SPACE CENTRE OF V.P. SAVINYKH AS A MULTIFUNCTIONAL CULTURAL OBJECT

E.I. Kaysin

secr@dkc43.ru

Museum of K.E. Tsiolkovskii, aviation and space

Children's Space Center named after V.P. Savinykh in Kirov is a new multifunctional cultural object that carries out diverse cultural and educational activities. The mission of the institution is to preserve the cultural heritage of the Russian Federation in the field of aviation and astronautics, cultural education and popularization of the world achievements and domestic astronautics. The aim of the museum is to develop and improve the cultural and recreational environment that meets the modern needs of different age groups.

О РОЛИ МУЗЕЕВ КОСМОНАВТИКИ НА НОВОМ ЭТАПЕ КОСМИЧЕСКОГО СТРОИТЕЛЬСТВА В РОССИИ В XXI ВЕКЕ

A.C. Марусев

amcos50@mail.ru

Ассоциация музеев космонавтики России

Автор отмечает, что вхождение России в XXI век потребует от нее совершить новый мобилизационный космический рывок, поэтому общественная роль музеев космонавтики в возвращении России в Большой космос уникальна и значима.

Космические успехи будущей России готовятся на земле. Они начинаются с интереса к космосу и космонавтике, получают толчок от литературы и кино, от походов по музеям, развиваются в школьные годы, в домах детского творчества, в институтских лабораториях. Это целый цикл сотворения ученых и инженеров.

Когда мы сегодня смотрим на 1957 г. и поражаемся тому, что первый спутник полетел в небо всего через 12 лет после окончания Великой войны, мы должны помнить, что наша страна проделала до 1957-го гигантскую титаническую работу. Побывавший в 1920 г. в советской России писатель-фантаст Герберт Уэллс писал: «Наше впечатление от России — это картина колоссального непоправимого краха». Он рассказывал об опустевших темных холодных городах, где остановилось заводское и фабричное

производство, закрыты магазины, а по улицам ходят полуголодные люди. И одновременно он писал о том, что все говорят о новом небе и новой земле и учатся, учатся. Учатся все. В деревнях, в школах при фабриках, детских домах. Он побывал в целом ряде школ Санкт-Петербурга и Москвы и был поражен уровню преподавания, оснащению школ различными пособиями, теплу в них и качеству школьных обедов в полуголодной стране.

На Дальнем Востоке еще шли последние операции Гражданской войны, а в Москве в марте 1923 г. было основано Общество друзей воздушного флота — добровольная общественная организация под патронажем ученика Николая Егоровича Жуковского — Сергея Алексеевича Чаплыгина, считающегося сегодня основоположником отечественной аэромеханики и аэродинамики, директора ЦАГИ в конце 20-х — начале 30-х годов наркома просвещения Анатолия Васильевича Луначарского, Феликса Эдмундовича Дзержинского — председателя ВСНХ с 1924 по 1926 г., Леонида Борисовича Красина — первого наркома внешней торговли СССР, Михаила Васильевича Фрунзе зампреда Реввоенсовета СССР, Владимира Александровича Антонова-Овсеенко — начальника Политуправления РВС и др. В 1923 г. Общество начало выпускать журнал «Самолет», в том же году был проведен в Коктебеле первый планерный слет. И в том же 1923 г. при Обществе друзей Воздушного флота была создана секция юных друзей Воздушного флота и началось массовое развитие детского авиамоделизма. В 1924 г. в Москве прошли первые соревнования школьников-авиамоделистов, а в Туле состоялась первая выставка детского технического творчества. А еще через 2 года в Москве была открыта первая детская техническая станция. Страну охватил настоящий бум технического творчества. Всего через пару лет Общество друзей воздушного флота насчитывало уже более 2 млн членов. На собранные обществом средства были построены десятки аэродромов, более сотни военных и гражданских самолетов, на которых через несколько лет началась подготовка летчиков и других авиационных специалистов (парашютистов, авиамехаников и пр.)

Сергей Павлович Королёв, будучи студентом МВТУ, прибыл на 4-й слет планеристов в Крыму. Жил у Максимилиана Волошина, поднялся в небо. К следующему слету он окончил планерную школу Мосавиахима, а на 6-й слет привез свой собственный планер «Коктебель». Школы детского технического творчества прошли авиаконструкторы С.В. Ильюшин, А.С. Яковлев, О.К. Антонов, летчики-космонавты Г.С. Титова, А.В. Филиппенко. Аэроклубы Осоавиахима и ДОСААФа стали стартом летчикам-космонавтам Георгию Береговому и Юрию Гагарину.

В 1930 г. при Осоавиахиме создается московское и ленинградское отделение ГИРД, а затем группы изучения реактивного движения возникают в Архангельске, Новочеркасске, Харькове, Брянске, Тифлисе, Баку...

В 1930 г. на базе авиационного отделения МВТУ был создан Московский авиационный институт. А еще через 2 года на базе Дирижаблестроительного факультета МАИ образовался Московский дирижаблестроительный институт впоследствии МАТИ.

Война не остановила работу высших учебных заведений Советского Союза по подготовке инженерных кадров. Во время войны тот же МАИ был признан лучшим вузом столицы. Авиаконструктор Н.Н. Поликарпов, создатель знаменитого И-185, во время войны совмещал деятельность в своем КБ, где разрабатывались самолеты с ракетным двигателем, крылатые ракеты, и преподавание в МАИ, где он создал уникальную учебную лабораторию, укомплектованную всевозможными узлами, агрегатами и элементами различных самолетов. Там же, в МАИ на кафедре авиационных двигателей, преподавал конструктор реактивных двигателей Н.В. Иноземцев.

Именно поэтому, когда С.П. Королёв получил задание руководства страны создать ракетную отрасль, у него под рукой был уже готовый материал из тысяч мотивированных, компетентных, увлеченных и работоспособных молодых инженеров, которых вы-

дергивали из институтских аудиторий и многие из которых защищали свои дипломы об окончании вузов, уже вовсю включившись в работу в ракетной отрасли.

Безвременная смерть С.П. Королёва, отсутствие его непоколебимой воли и видения развития отечественной космонавтики привело к тому, что мы очень скоро сошли с начертанного им магистрального пути и выбрали путь более пологий, попроще и покомфортнее, который в конечном итоге привел Советский Союз к гибели и к общему кризису космонавтики.

В октябре 2019 г. на конференции Российской академии космонавтики им. К.Э. Циолковского глава «Роскосмоса» Д.О. Рогозин констатировал разрыв между современным состоянием ракетной отрасли и ожиданиями на эффективную космическую политику. «Это самый главный вызов, который сегодня стоит перед космической отраслью», — закончил он.

Через год мы все будем праздновать значимую для нашей страны дату — 60-летие полета Ю.А. Гагарина. К этой праздничной дате мы подходим с далеко не праздничными результатами. Наша космонавтика ударилась о дно и делает попытки подняться и двинуться вперед. Вернуться к пути, намеченному для нее великим С.П. Королёвым.

Сегодня Д.О. Рогозин говорит о необходимости возвращения России в Большой космос. В мае 2019 г. глава «Роскосмоса» сообщил, что Россия построит сверхтяжелую ракету, в 2029–2030 гг. состоятся пилотируемые полеты к Луне, а высадка на Луну и строительство Лунной базы начнутся в 2030-м.

Это амбициознейшая задача и работа, которая потребует внутренней мобилизации не только Госкорпорации, но и усилий всего нашего общества, как это было в XX веке.

И здесь роль музеев космонавтики, планетариев, кружков детского технического творчества неопределима. Если мы всерьез решили двигаться в Большой космос, то нам также предстоит новый цикл фундаментального космического строительства на земле. Чтобы состоялись рукотворные чудеса, подобные запуску первого спутника, полету Ю.А. Гагарина, выходу в космос А.А. Леонова, чтобы снова началось поступательное и неодолимое движение нашей космонавтики ввысь к новым рубежам, музеи должны выступать не просто как хранилища свидетельств великих космических побед, но и как активные опорные точки, как агрегаторы в движении к будущему русскому космосу. Музеи космонавтики должны взять на себя инициативу и внести свою лепту в восходящее движение страны.

Космические музеи уникальны тем, что они не только рассказывают нам о прошлом, но и зовут в будущее, протраивают некую преемственность поколений и дел, зажигают сердца наших граждан огнем и энергией сердец предыдущих поколений, которые сумели совершить невероятные, фантастические подвиги. Космические музеи могут транслировать обществу примеры беззаветно преданных делу и своей идее таких дерзких, широко мыслящих и видящих, верующих в свое предназначение и свою мечту инженеров, как Ф.А. Цандер, С.П. Королёв, В.Н. Челомей и других, смело идущих на подвиг, отдающих своей Родине себя без остатка, летчиков-космонавтов, таких как Ю.А. Гагарин, В.М. Комаров, Г.Т. Береговой и др.

Сегодня музеи космонавтики вынуждены соревноваться за внимание подростков с интернетом и гаджетами, компьютерными играми и пустыми молодежными блогами. Чтобы пробиться к сознанию и сердцам подростков, музеи космонавтики должны стать современным и даже модными. Должны тронуть душу подростка своей широтой и глубиной. Стать для них знаковой встречей с иным серьезным настоящим миром. Сделаться для подростка дверями в мир науки и техники, в мир завтрашнего дня, в космический XXI век.

Музейное сообщество должно предложить стране идею большого строительства и обновления наших музеев. Совершить количественный и качественный скачок. Пре-

одолеть имеющуюся музейную архаику и связать с космосом каждый регион страны. Сделать так, чтобы 60-летний юбилей стал действенным поводом для нового этапа развития космических музеев и новым этапом развития отечественной космонавтики.

OF THE ROLE OF THE COSMONAUTICS MUSEUMS IN THE NEW STAGE OF SPACE DEVELOPMENT IN RUSSIA AND IN XXI CENTURY

A.S. Marusev

amcos50@mail.ru

Association of Museum of Cosmonautics

The author considers Russia's entry into the 21st century will require to make a new mobilization space breakthrough, therefore the public role of space museums in Russia's return to the Great Space is unique and significant.

ПРОЕКТ «АЭРОДИНАМИКА МЕЧТЫ»

С.Ю. Каменский¹

mie1723@gmail.com

Е.М. Щукина²

ESchukina@admnsk.ru

¹ Музей истории Екатеринбурга

² Музей Новосибирска

Через полтора года исполнится 60 лет, как осуществилась самая большая мечта человечества — полет в космос. Наш проект «Аэродинамика мечты» запущен в год 60-летия менее известного события. 7 октября 1959 года советская станция сняла невидимую сторону Луны. Среди придуманных европейцами морей кризисов и спокойствия, на Луне появилось еще два русских состояния души — «море Москвы» и «море мечты».

Проект представит историю русской инженерно-конструкторской мысли, создание сложнейших систем и взаимодействие между разными научными и производственными центрами нашей страны. Мы разберем и соберем обратно «Луну-3» и «Восток-1» и покажем, как рождались их отдельные элементы от идеи до воплощения в жизнь.

Подобно «Луне-3», проект покажет «обратную сторону» глобальных открытий, расскажет об этих людях и, о том, как родилась их мечта, об их учителях, о препятствиях и преградах на пути к цели, а также о том, во что они верили и что стало результатом их жизни.

Проект даст узнать, что сегодня осталось в тех местах, где родились гении космонавтики, помнит ли кто-то этих людей (помимо Королёва, Гагарина и Циолковского), о чем сегодня там мечтают люди и во что они верят.

Большинство людей, причастных к этим достижениям (теоретиков, конструкторов, летчиков), родились в обычных деревнях и небольших городках России, Украины, Польши. Порой их родители даже не знали грамоты, а сами они часть жизни провели в лагерях, но, несмотря на все трудности, смогли сформулировать идеи, освоить сложнейшие технологии и осуществить невероятное.

Мы, Музей истории Екатеринбурга и Музей Новосибирска, вместе с партнерами отправляемся в экспедицию через всю страну, чтобы собрать истории тех, кто смог запустить людей в космос, тех, кто и сегодня неравнодушен, мечтает о лучшем будущем

и берет на себя ответственность за какую-то часть нашей Земли. Мы хотим объединить этих людей и создать инструмент для их взаимодействия и осуществления самых невероятных или самых простых фантазий.

Мы предлагаем отправиться в путешествие от Калининграда до Владивостока и для этого начали собирать базу интересных мест, связанных с историей русской космонавтики.

Что делать по пути?

1. Собирать истории людей и инженерно-технических открытий, снимать сериал и создавать: а) серию выставочных и арт-проектов; б) сайт «Поехали.1961», где можно будет собрать и запустить Луну-3 или Восток-1. 2. Проводить фестивали «Шестой океан — шестое чувство», объединяющие мечтателей и изобретателей из разных регионов страны и мира — от любителей бумажных змеев, авиамоделей, дронов, самолетов до футурологии, фантастики, современного искусства, музыкальных, музейных, социальных и иных экспериментов. Организовывать в разных городах проектные полигоны, дающие возможность всем желающим поучаствовать в творческих состязаниях, попробовать свои силы в аэрокосмическом и социальном моделировании. Создавать сайт «Поехали.2030», где можно будет обмениваться идеями и ресурсами в области социальных изобретений и улучшения нашего микроКосмоса. 3. Прорабатывать туристический «космический» маршрут от Калининграда до Владивостока, в значительной степени проходящий через маленькие села и города. Помимо Космоса прошлого и будущего маршрут позволит упаковать и представить на внутренний и мировой рынок разнообразное наследие и возможности страны — мир агротуризма, музеев, фестивалей и событий. Каждый может пройти кусок маршрута в своем регионе, а может за несколько лет собрать всю коллекцию историй.

Что даст путешествие?

Мы до конца не знаем, но думаем, что произойдет что-то важное и даже, возможно, волшебное, как это было с еще одним советским проектом «Луна-2». Тогда в сентябре 1959 г. на орбиту улетела межпланетная станция, которая успешно доставила на лунную поверхность два выпела, похожих на футбольные мячи. Это был первый в истории человечества полет с Земли на другое небесное тело. А в 1960 г. случилось самое большое достижение русского футбола — 10 июля сборная СССР выиграла первый в мировой истории чемпионат Европы. На самом деле сознание определяет бытие. Будущее рождается в наших головах. Именно там, на нашей внутренней планете, проектируются те миры, которые потом воплощаются в жизнь. И только мы отвечаем за то, насколько счастливыми им быть.

Такой и маршрут нашей экспедиции — от Калининграда до Владивостока — в ту сторону, откуда встает солнце вдоль необъятных полей и пространств нашей страны, которая может стать нормальной и счастливой, если таким станет каждый из нас.

К «мечте» уже присоединились наши партнеры: Новосибирское отделение Федерации космонавтики России, Институт химической кинетики и горения СО РАН, Аэрокосмический лицей им. Ю.В. Кондратюка, Региональное отделение Ассоциации музеев космонавтики России (АМКОС), Новомосковский историко-художественный музей.

Узнать больше о проекте и стать его участником можно на сайте аэродинамик-мечты.рф.

PROJECT “AERODYNAMICS OF THE DREAM”

S.Y. Kamensk¹
E.M. Schukina²

mie1723@gmail.com
ESchukina@admnsk.ru

¹ Ekaterinburg history museum

² Novosibirsk Museum

In a year and a half, it will be 60 years since the greatest dream of mankind came true — the first flight into space. Our project “Aerodynamics of the Dream” was launched in the year of the 60th anniversary of the lesser-known event. On October 7, 1959, the Soviet station took a picture of the invisible side of the moon. Among the named by Europeans Seas of Crises and Sea of Tranquility, two more Russian states of mind appeared on the Moon — the “Sea of Moscow” and the “Sea of Dreams”.

ПРОЕКТ МЕМОРИАЛА «ГАГАРИН»

А.Б. Сладков
Ю.А. Ткаченко

ihtyandr@mail.ru

ООО «Аквитал-М», Саратов

В последние годы в РФ повышенное внимание уделяется широкому освещению исторического и культурного наследия страны, достижений в области науки и техники, в том числе в области освоения космоса. В этой теме, являющейся сегодня одной из доминирующих в потенциале развития цивилизации, особое место принадлежит полету первого космонавта Ю.А. Гагарина, имя которого уже более полувека ассоциируется у жителей планеты Земля с открытием космической эры, выходом человечества в космос. Волжский город Саратов и регион в целом непосредственно связаны с именем первого космонавта, его становлением как личности, подготовкой к космическому полету и связанными с ним событиями.

Юрий Алексеевич назвал Саратов своей «второй Родиной». Здесь прошла его юность, учеба в индустриальном техникуме, аэроклубе.

Здесь он впервые поднялся в небо на учебном «Яке» и позднее проходил парашютную подготовку в составе первого отряда космонавтов.

Здесь осуществилось его приземление после возвращения из космоса.

Наряду с местом приземления в регионе имеется значительное число объектов, связанных с пребыванием здесь первого космонавта, а также экспозиции в местных музеях, многочисленные документы и фотографии, устные свидетельства живых очевидцев, что по-прежнему вызывает активный интерес у россиян и иностранных туристов.

Но, к сожалению, следует признать, что монументальные решения на месте приземления Ю.А. Гагарина в настоящих условиях выглядят архаично и требуют существенной доработки (если их сохранять как памятник эпохи) либо кардинальной реконструкции.

Несомненно, более оправданным в настоящих условиях было бы существенное улучшение качественных и смысловых характеристик монументальных решений и возведение на этом месте уникального павильона, оснащенного современными техническими средствами и оборудованием для демонстрации кинохроники, экспозиции документов, фотографий и макетов. При этом информационная составляющая экспозиции должна быть посвящена именно событию полета и приземления Ю. Гагарина.

Для усиления общего впечатления у посетителей на территории этого достопримечательного места целесообразно дополнительно разместить и другие объекты, поддерживающие его функцию: амфитеатр для проведения различных фестивальных мероприятий, памятную часовню, небольшую гостиницу, ресторан космического питания и волжских деликатесов и др. После реализации обстоятельных и хорошо организованных мероприятий это место приобретет давно заслуженное значение и посещаемость.

Место приземления спускаемого аппарата корабля «Восток-1» остается «выключенным» из сценария оформления событий, связанных с полетом Гагарина и до настоящего времени не имеет статуса достопримечательного места.

Параметры места приземления капсулы уникальны для посещения туристами. Оно расположено на возвышенном плато у с. Узморье, примерно в 3 километрах от места приземления космонавта. Отсюда открывается великолепная панорама Волги, островов и окрестностей.

Результатом исследования объектов и событий, имеющих отношение к теме первого космического полета, явилась выработка авторами концепции приоритетов и целей для создания мемориала «Гагарин».

1. Объединение всех объектов региона, имеющих отношение к теме первого космического полета, в единый комплекс с общим сценарием посещения.

Экспозиция, развернутая на всех объектах мемориала, предполагает единый, взаимодополняемый принцип формирования, неповторяемость сюжетов и средств, объемного, полномасштабного впечатления о «времени первых» и современных аспектах развития космонавтики. С этой целью необходимо осуществление качественного изменения существующих объектов. Предполагается также «включение» в число объектов туристического посещения многочисленных исторических, культурных, ландшафтно-рекреационных достопримечательностей Саратовского региона.

2. Строительство Центра космонавтики «Гагарин», главного здания мемориала в районе набережной Космонавтов в г. Саратове — уникального здания-монумента с информационными, образовательными и развлекательными функциями.

Назначение здания — трансляция ретроспективной и актуализированной информации о развитии космонавтики на основе традиционных и современных мультимедийных средств по темам: исследования космического пространства, астрономия, экология Земли, футурология и др. В архитектурных решениях здания впервые в мировой практике композиционно реализована тема прорыва человечества в космическое пространство. В основу ассоциативных и формообразующих принципов архитектурных решений положены идеи русского авангарда начала XX века и философия русского космизма.

3. Включение комплекса зданий центра космонавтики в контекст набережной Космонавтов для формирования современного фасада города со стороны Волги.

Трудно переоценить эффект такого размещения: объект с уникальными архитектурными характеристиками будет восприниматься с акватории Волги, Саратовского моста, набережной Космонавтов, а также являться «инновационным» фоном для проведения различных праздничных мероприятий.

4. Создание на базе мемориала туристического кластера в рамках «Целевой программы по развитию внутреннего и международного туризма в РФ на 2019–2021 гг.».

По своим параметрам и значимости тема полета Ю.А. Гагарина убедительно вписывается в назначение и цели государственной целевой программы. После осуществления проекта мемориал «Гагарин» может стать одним из доминирующих объектов для развития туризма в нашей стране.

5. Реализация проекта в рамках подготовки к празднованию 60-летия полета Ю. Гагарина в 2021 г.

Создание мемориала «Гагарин» позволит достойно организовать проведение праздничных мероприятий в соответствующем его значению формате, с приглашением гостей из стран, причастных к теме освоения космоса.

Тему мемориала «Гагарин» смогут также существенно «усилить» дополнительные мероприятия и инициативы, которые будут активно формироваться при выдвижении проекта в публичное пространство и реализовываться при участии различных ведомств, общественных организаций, групп энтузиастов и волонтеров:

- в рамках «Целевой программы по развитию внутреннего и международного туризма в РФ на 2019–2021 гг.» разработать туры «По гагаринским местам» с посещением экспозиционных площадок, музеев, памятных мест по маршруту Москва – Калуга – Гагарин – Саратов – Байконур;

- к месту приземления Ю. Гагарина организовать перемещение туристов в период навигации на Волге с помощью речных скоростных судов на подводных крыльях;

- с аэродрома в Дубках к месту приземления Ю. Гагарина осуществлять на коммерческой основе полеты с туристами на самолетах «ЯК-18» (четырёхместный вариант).

Существующие объекты, непосредственно относящиеся к теме полета Ю. Гагарина, представляют значительный интерес для посетителей и туристов. Однако весь последующий период времени после 12 апреля 1961 г. продолжались и активно развивались исследования и освоение космоса. Поэтому для полномасштабного раскрытия данной темы и соответствующего ее значению и развитию в современных условиях обозначилась необходимость включения в состав мемориала нового объекта — Центра космонавтики, строительство которого позволит кардинально переформатировать содержательную составляющую мемориала и создать достопримечательное место международного значения.

Основаниями для разработки Центра космонавтики в г. Саратове явились художественные изыскания русского авангарда — супрематизма (К. Малевич, Л. Лисицкий), конструктивизма (В. Татлин, А. Родченко, К. Мельников), рационализма (Н. Ладовский) и философия русского космизма — работы Н.Федорова, научное наследие А. Циолковского, А. Чижевского, В. Вернадского и Н. Рериха.

Целью архитектурного проекта было не цитирование, а ассоциирование с этими основаниями. При этом исключалась эстетика постмодернизма, а общие впечатления от восприятия объекта должны быть по замыслу авторов отчасти «советскими», связанными с эпохой, временем и обстоятельствами первого космического полета.

Результат вариантного проектирования Центра представлен в настоящей концепции. На данном этапе разработаны 3D-модель объекта и общая композиция комплекса.

Цели создания Центра космонавтики «Гагарин»:

- создание полифункционального, информационно-образовательного центра, предоставляющего возможности для осмысления важности и перспективности космической деятельности, трансляция историко-культурного наследия космонавтики, ее настоящих достижений и будущих направлений развития;

- создание рекреационно-досугового комплекса с благоприятной средой для культурной деятельности, с возможностью выбора различных видов общения, познания, отдыха, развлечения, творчества на основе средств современной архитектуры и дизайна;

- создание крупного архитектурного акцента для восприятия современного фасада города со стороны реки Волги. Уникальная архитектура здания и его размещение призваны сформировать новую туристическую достопримечательность в Поволжском регионе.

Одной из главных целей создания Центра космонавтики «Гагарин» является также организация начального образования, популяризация «космической» темы в молодежной среде.

Заключение. В целом комплекс мероприятий по созданию мемориала «Гагарин», содержащийся в настоящей концепции, направлен на закрепление престижа нашей страны в сфере освоения космоса, формирование нового, крупного достопримечательного объекта на ее территории.

Другая мотивирующая составляющая данного проекта — оптимизация и повышение инвестиционной привлекательности Саратовского региона, качественное изменение городской среды и обеспечение дополнительных градообразующих факторов развития г. Саратова, в том числе на основе развития туризма.

Строительство Центра космонавтики в г. Саратове, реализация программы создания мемориала «Гагарин» наряду с появлением нового аэропорта несомненно придаст мощный импульс общественному развитию региона в современных условиях.

Наша страна пребывает в постоянно изменяющемся мире, порой очень драматичных и непростых экономических условиях. Но ведь несмотря на это у нас организовываются крупные спортивные и культурные мероприятия мирового значения! Поэтому данный проект, закрепляющий приоритеты нашей страны в одном из главных цивилизационных достижений — первого космического полета человека, — может и должен быть реализован в столь значительном и всеобъемлющем формате, и только в этом случае будет получен ожидаемый синергический эффект.

THE PROJECT OF “GAGARIN” MEMORIAL

A.B. Sladkov
Y.A. Tkachenko

ihyandr@mail.ru

LTD «Akviral-M», Saratov

In recent years, in the Russian Federation, increased attention has been paid to wide coverage of the country's historical and cultural heritage, achievements in the field of science and technology, including the space exploration. In this topic, which is today one of the dominant in the development potential of civilization, a special place belongs to the flight of the first cosmonaut Yu. A. Gagarin, whose name has been associated for more than half a century among the inhabitants of planet Earth with the opening of the space era, the exit of Mankind into Space. The city Saratov and its region as a whole are directly related to the name of the first cosmonaut, his formation as an individual, preparation for space flight and related events.

КАЛИНИНГРАД — КОРОЛЁВ. ПРОЛОГ

О.И. Мельникова

olg-melnikova@yandex.ru

Всероссийское общество охраны памятников истории и культуры, Королёв

Работа автора посвящена городу Королёву — первому в мире космограду. Почему история выбрала именно Калининград? Почему именно здесь, в Подлипках, сосредоточились пути, приведшие к выходу человека за пределы земного притяжения?

Наиболее распространенная версия — потому что здесь был Артиллерийский завод с соответствующей производственной структурой. А ракетное вооружение рассматривалось как развитие артиллерийских систем.

Однако это только один из факторов. Не менее важными, но гораздо менее изученными причинами являлись еще как минимум три. Обратимся к довоенной истории города.

В Подлипках с 1929 по 1962 г. располагался Центральный испытательный аэродром (ЦИА) им. Л.М. Кагановича.

В 1939 г. в Болшево из Москвы в специально построенный военный городок передислоцировано Московское военно-инженерное училище. Училище работало всю войну, выпускники и курсанты принимали активное участие в Великой Отечественной войне.

С 1938 по 1953 г. на территории города находилось Особое техническое бюро, так называемая Болшевская шарашка. Спецтюрьма НКВД была создана как место заключения технических специалистов, работавших на оборону страны. Болшево было своего рода сортировочным пунктом, откуда специалистов направляли на созданные в системе НКВД конструкторские бюро различных профилей.

Аэродром. Аэродром был устроен на колхозном поле рядом с артиллерийским полигоном. Здесь испытывали авиапушки Леонида Васильевича Курчевского. Курчевскому было важно, чтобы его динамо-реактивные пушки устанавливались на самолеты. И он пригласил на завод № 38 С.А. Лавочкина и других конструкторов для создания собственного самолета. Имя Семена Алексеевича Лавочкина сейчас носит научно-производственное объединение в Химках, одно из ведущих предприятий ракетно-космической промышленности. В 1937 г. незадолго до своего ареста завод № 38 посетил А.Н. Туполев. Позднее он оказался в Болшево в спецтюрьме НКВД. Сам Л.В. Курчевский был арестован и расстрелян в 1937 г., завод № 38 — расформирован.

В 1936 г. в Подлипки был переведен Экспериментальный институт Павла Игнатьевича Гроховского, изобретателя и организатора производства парашютной, авиационной и воздушно-десантной техники. Он создал первые в мире хлопчатобумажные десантные и грузовые парашюты, парашютные системы и автоматические устройства к ним, грузовые контейнеры для воздушно-десантных войск, оригинальные конструкции опытных самолетов; занимался также реактивной артиллерией. Арестован в 1942-м, расстрелян в 1943 г.

В 1938 г. из Смоленска в Подлипки переводится Бюро особых конструкций (БОК) и входит в состав КБ-29. Главный конструктор КБ-29 — Владимир Антонович Чижевский. Разработки БОК по праву принадлежат к числу достижений отечественной авиации 1930-х годов. Под руководством Чижевского созданы герметичная гондола стратостата «СССР», впервые в мире поднявшего человека на высоту 19 километров, и высотные самолеты с герметичными кабинами серии «БОК», покорившие стратосферу. В 1939 г. В.А. Чижевский был арестован, направлен в Болшевскую шарашку, потом ЦКБ-29 А.Н. Туполева. После ареста Чижевского КБ реорганизуется, и на его базе создается ОКБ и завод № 289 П.О. Сухого.

В феврале 1940 г. на аэродроме в Подлипках состоялся исторический полет ракетоплана «РП-318-1» конструкции С.П. Королёва. 10 и 19 марта 1940 г. в Подлипках состоялись еще два успешных полета. Они убедительно доказали, что техника ракетного двигателестроения в Советском Союзе достигла такого уровня, когда строительство ракетопланов с ЖРД могло стать вполне будничным делом. Ведущий конструктор ракетоплана С.П. Королёв с 27 июня 1938-го отбывал свой 10-летний срок.

В создании и испытании ракетоплана и крылатой ракеты военного назначения КР-212 принимал участие Арвид Владимирович Палло, начальник экспериментальной испытательной станции Реактивного научно-исследовательского института.

В начале Великой Отечественной войны Арвид Палло являлся ведущим испытателем при отработке жидкостного ракетного двигателя РД-1-А-1100 для истребителя БИ-1. Работы по созданию первого в мире серийного реактивного истребителя БИ-1 (Березняк — Исаев) положили начало практическому развитию реактивной авиации

как в СССР, так и в мире, и, кроме того, первый полет на нем открыл эру ракетных полетов. А.М. Исаев после войны возглавил специалистов, разрабатывавших двигатели для ракетного вооружения. Сейчас это предприятие в Подлипках носит его имя — КБ ХИММаш им. А.М. Исаева.

В ангары аэродрома в 1945–1946 гг. вывозились ФАУ и другое оборудование. А аэродром еще несколько лет служил по своему прямому назначению и был передан в НИИ-88 в 1947 г. со всеми службами, производственными и жилыми помещениями.

Особое техническое бюро (спецтюрьма НКВД в Болшево). В 1939 г. из арестованных специалистов были образованы четыре основные группы: авиационная, артиллерийская, химики-пороховики, морские специалисты — надводные и подводные корабли.

Авиационная группа была самая многочисленная, в нее входили В.М. Петляков, В.М. Мясищев, А.Н. Туполев, Д.К. Томашевич, Роберт Бартини. Артиллерийскую группу возглавлял конструктор артиллерии русского флота Е.А. Беркалов. Группу, которая занималась порохами, возглавлял А.С. Бакаев — изобретатель порохов.

Московское военно-инженерное училище в 1946 г. было передислоцировано в Ленинград. Территория была передана НИИ-4, сформированному в соответствии с приказом Министра вооруженных сил СССР от 24 мая 1946 г.

КИК — КВЦ — «Первый в мире ЦУП». Создание принципиально нового вида вооружений потребовало решения огромного количества задач. Одной из важнейших задач являлся правильный расчет траектории, наземное обеспечение наблюдений, анализ данных полета и дистанционное управление ракетой.

При подготовке запусков первых искусственных спутников Земли в 1956–1957 гг. был создан командно-измерительный комплекс (КИК), в состав которого входил координационно-вычислительный центр (КВЦ) в НИИ-4 и сеть наземных измерительных пунктов (НИП), расположенных вдоль линии проекции орбиты космического аппарата на земную поверхность. КИК имел связь также с полигоном запуска (сейчас это космодром Байконур).

Полетами первого и второго спутников, по существу, не управляли. На третьем спутнике установили оптическую аппаратуру, позволявшую ориентироваться по звездам, автоматическую систему измерений траектории движения и многоканальную телеметрическую систему. Полетом этого аппарата уже можно было управлять, посылая сигналы с Земли.

У истоков техники управления космическими полетами стоял С.П. Королёв, уделяя много внимания развитию командно-измерительного комплекса. Из КВЦ шло сопровождение Гагарина, других пилотируемых полетов, лунных и межпланетных аппаратов.

Заключение. В довоенный период на компактной территории в нашем городе существовал, как принято сейчас говорить, мощный научно-производственный кластер, включающий в себя все основные направления ВПК — артиллерию, авиастроение, в том числе стратосферные аппараты, базу военно-инженерного училища. Здесь в тугой узел связались судьбы многих талантливых ученых, конструкторов, изобретателей. Многие из них закончили свою жизнь трагически. Многие продолжили свои исследования и проложили дорогу в космос.

В разговорах об этом периоде часто звучит фраза «впервые в стране» и «впервые в мире». И сейчас материальные свидетельства этой эпохи — пролога к космической эре — находятся в удручающем состоянии.

Здание КВЦ — первого в мире ЦУПа — стоит заброшенным. О существовании аэродрома напоминают редкие отрывочные упоминания в статьях по другим темам, да несколько строений на территории Лосиног острова. Архивы Болшевской шарашки до сих пор под завесой секретности.

Считаю необходимым сделать КВЦ объектом историко-культурного наследия, разместить там экспозицию, посвященную первым шагам в освоении космического пространства.

KALININGRAD — KOROLEV. PROLOGUE

O.I. Melnikova

olg-melnikova@yandex.ru

All-Russian Society for the Protection of Monuments of History and Culture, Korolev

The author's work is dedicated to the Korolev city — the first cosmograd in the world. Why did history choose Kaliningrad? Why it is precisely here, in Podlipki, that the paths that led to the exit of man beyond the limits of gravity are concentrated.

ПРОДВИЖЕНИЕ ИДЕЙ РУССКОГО КОСМИЗМА СРЕДСТВАМИ КУЛЬТУРНОГО ТУРИЗМА

Н.Д. Дмитриев

dmitrievn@mail.ru

АНО Центр содействия развитию в сфере культуры и туризма «Проекция»

Туризм — стремительно развивающаяся отрасль человеческой деятельности. Межкультурная коммуникация в туризме рассматривается не только как просветительский канал, но и в качестве мягкой политической силы. Этот потенциал необходимо использовать для продвижения идей Русского космизма через музейную деятельность. Это потребует создать в экспозициях музеев космонавтики разделы, посвященные Русскому космизму и продвигать музеи космонавтики среди аудитории отечественных и иностранных туристов.

События 1917 г. привели к отрыву космической теории и практики от христианского религиозно-философского контекста, сформированного философией Русского космизма. К.Э. Циолковский был широко поддержан советской властью, но лишь в научно-технической части его творчества. Учитель и наставник Циолковского Н.Ф. Федоров был полностью исключен из информационного поля.

Сегодня, когда мы наблюдаем начало второй «космической гонки», не можем не обратить внимание на ее бездушную «рыночность». Опасным представляется тренд на перенос военных технологий в космическое пространство.

Задача России сохранить лидирующие позиции в мировой практической космонавтике и восстановить ее связь с духовными истоками.

Являясь площадками межкультурной коммуникации, более 70 аттракций, посвященных космической тематике, создают мощный потенциал для продвижения идей Русского космизма. Этому способствует мировая тенденция к росту туризма, дающая возможность увеличения посещаемости музеев. Отрасль растет восьмой год подряд, опережая темпы роста мировой экономики.

Увеличить популярность музеев поможет музейный агрегатор в формате Museum Card. Такие проекты уже много лет работают в европейских странах. Музейная карта Финляндии (Museot) включает более 280 музеев, Голландии (Museumkaart) — около 400, Швейцарии (Swiss Museum Pass) — более 450 музеев. Тематический космический межмузейный проект успешно работает в США на базе объединения NASA Visitor Centers. «Паспорт исследователя космоса» — Passport to explore space объединяет в своем составе 14 центров NASA, расположенных по всей стране. Российский проект, получивший название «Карта туриста "Россия космическая"» — Russia Space Card в настоящее время совместно разрабатывается специалистами Центра содействия развитию в сфере культуры и туризма «Проекция» и Ассоциации музеев космонавтики России (АМКОС). Запуск проекта будет приурочен к 60-летию полета Ю.А. Гагарина в 2021 г.

Литература

- [1] Федоров Н.Ф. Философия общего дела. Русский космизм: Антол. филос. мысли / сост. и предисл. к текстам С.Г. Семеновой, А.Г. Гачевой; примеч. А.Г. Гачевой. М.: Педагогика-пресс, 1993. 365 с. С. 39–48.
- [2] Доклад на VI Чтениях, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского (Калуга, 1971 г.). Опубликовано: Н.И. Мизюлина. О научных связях К.Э. Циолковского с общественными и государственными организациями // Труды Седьмых Чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Секция «Исследование научного творчества К.Э. Циолковского». М.: ИИЕТ, 1973. С. 99–109.
- [3] По России космической. Справочник туриста: автор-составитель Н.С. Кирдода. М.: Общероссийская общественная организация «Ассоциация музеев космонавтики России (АМКОС), 2017. 174 с.
- [4] Архипов А., Музычук В. Культурный туризм в стратегии развития отечественного туризма // Вестник Института экономики РАН. 2011. № 4.
- [5] Сморожко И.П. Роль межкультурной коммуникации в туризме, в содержании туристского образования и науки // Интерактивная наука. 2016. № 9.

THE ADVANCEMENT OF THE IDEAS OF RUSSIAN COSMISM VIA THE MEANS OF CULTURAL TOURISM

N.D. Dmitriev

dmitrievn@mail.ru

ELN Center for Development Assistance in the Field of Culture and Tourism “Projection”

Tourism is a rapidly developing branch of human activity. Intercultural communication in tourism is seen not only as an educational channel, but also as a soft political force. This potential must be used to promote the Russian cosmism ideas through museum activities. This will require creating sections devoted to Russian cosmism in the space museums expositions and promoting space museums among the audience of domestic and foreign tourists.

МЕСТО ПУСКОВ ПЕРВЫХ ОТЕЧЕСТВЕННЫХ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТ В НАХАБИНО — ПРОБЛЕМЫ СОХРАНЕНИЯ МЕМОРИАЛА И ИСПОЛЬЗОВАНИЯ В ЦЕЛЯХ ПАТРИОТИЧЕСКОГО ВОСПИТАНИЯ ГРАЖДАН РОССИИ

Г.С. Баштанюк

l-kosh@yandex.ru

Ассоциация «Парк Героев», Ассоциация «Трудовая доблесть России»

Работа посвящена пуску первой отечественной жидкостной ракеты «ГИРД-09» (на гибридном топливе), осуществленному 17 августа 1933 г. на Нахабинском полигоне в Московской области.

Исторический пуск первой жидкостной ракеты в августе 1933 г. состоялся благодаря напряженной и самоотверженной работе группы энтузиастов и подвижников — так называемой группе изучения реактивного движения (ГИРД), возглавлял которую легендарный в будущем основоположник практической космонавтики, дважды Герой Социалистического Труда, главный конструктор — Сергей Павлович Королёв. В ГИРД

трудились и такие известные пионеры отечественной ракетно-техники, как Михаил Клавдиевич Тихонравов и Фридрих Артурович Цандер.

Значение памятного места для страны. Старт первой отечественной ракеты с Нахабинского полигона лег в основу отечественного ракетостроения и стал предтечей освоения космоса.

Проводимые в 1933 г. испытания положили начало созданию боевой ракетной техники стратегического назначения и созданию «Ракетных войск стратегического назначения», которые в настоящее время являются одним из главных компонентов стратегических ядерных сил Российской Федерации и гарантом защиты ее национальных интересов.

Для всех космонавтов и работников ракетно-космической отрасли Нахабино — это своего рода «Мекка», святое место. Не было бы успешного первого Нахабинского старта, неизвестно, как сложилась бы история отечественной космонавтики и какие приоритеты сегодня бы числились за нашей державой.

Взгляд в будущее участников ГИРД. В те годы ГИРД находилась под непосредственным подчинением «ОСОАВИАХИМа», а сами ГИРДовцы называли себя — «группой инженеров работающих даром». И в самом деле, изучив историю создания группы ГИРД и биографии участников, становится понятно, что доля истины в этой иронической расшифровке была, поскольку участники ГИРД и в самом деле были романтиками и горячо верующими в успех подвижниками. «Вперед на Марс!!!» — это их девиз. И этим все сказано.

Начало 1930-х гг. — самый романтический период в довоенной истории ракетно-космической техники СССР, а гриф секретности с большинства работ тех лет был снят только в конце 1960-х гг., но все равно это не только очень интересный, но и все еще загадочный период в жизни нашего Отечества.

Монумент в Нахабино ГИРД. Интересно, что на месте пусков в 1966 году, силами учеников Нахабинской школы № 2 был установлен памятный камень в честь участников первого запуска отечественной жидкостной ракеты «ГИРД-09», а затем, на 50-летие этого события, ветераны космической отрасли там же установили макет ракеты «ГИРД-09» на стартовом станке.

Патриотически настроенная общественность и неравнодушные люди помнят о колыбели отечественной ракетной техники, о тех людях, что внесли неоценимый вклад в развитии ракетной отрасли в целом — ведь это место в Нахабино является своего рода «Байконуром № 1», поскольку именно этот старт в 1933 г. стал предтечей и страта первого искусственного Спутника Земли и предтечей гагаринского старта!

Проведение юбилея по дате первых пусков 1933 г. 17 августа 2018 г. Межрегиональная общественная организация «Парк Героев» выступила инициатором проведения торжественного митинга на месте пусков первых жидкостных ракет ГИРД-9 и ГИРД-10.

Были направлены письма на имя губернатора Московской области А.Ю. Воробьева, главы ГК «Роскосмос» Д.О. Рогозина, председателя Общественного Совета при ГК «Роскосмос» И.В. Бармина, начальника Инженерных войск РФ генерал-лейтенанта Ю.М. Ставицкого, начальника «ЦПК им. Ю.А. Гагарина», члена Президиума МОО «Парк Героев», Героя России П.Н. Власова, президента «Федерации космонавтики РФ», дважды Героя Советского Союза летчика-космонавта СССР В.В. Коваленка, а также Главному ВКС и Командующему РВСН, о содействии в проведении в достойном формате 85-летия первых отечественных пусков жидкостных ракет в Нахабино 17 августа 2018 г. В результате проведенной работы удалось подготовить торжественное мероприятие с участием высокопоставленных гостей, а также потомков участников первых пусков ракет: дочери С.П. Королёва — Наталии Сергеевны Королёвой и сына участника ГИРД — дважды Героя Советского Союза летчика-космонавта СССР

Александра Павловича Александрова. Памятную акцию поддержали участием Герои Отечества — космонавты, ветераны космической отрасли, студенты и школьники, всего около ста человек. По окончании митинга был проведен круглый стол по теме первых пусков жидкостных ракет и проблем увековечения данного события. Было принято решение о создании постоянно действующего Оргкомитета по проведению мероприятий по памятным датам, связанных с пуском первых жидкостных ракет в Нахабино, и объединении усилий всех заинтересованных организаций и предприятий.

МОО «Парк Героев» также направила письмо в ВГТРК о создании телесюжета по данной исторической дате, и в результате этот сюжет по истории ГИРД был создан и показан в новостных блоках по каналам Россия-1 и Россия-24 в течение дня 17 августа 2018 г.

Проблема с пропагандой отечественной научно-технических достижений 30-х годов XX в. Мало кто знает, что эти ракеты ГИРД собирала в Москве, в подвале дома № 19 корп. 2 по Садовой Спасской улице (возле высотки у ст. метро «Красные ворота»). Именно там были созданы цеха мастерских под руководством С.П. Королёва, Ф.А. Цандера, М.К. Тихонравова и др.

Раньше в части этих подвалов располагался «Клуб пионеров отечественного ракетостроения», но после капитального ремонта всего здания в подвале поселились коммерсанты, а о заводе ГИРД напоминает лишь маленькая табличка... Таким образом, место производства ракет ГИРД (артефакт, доказательство самостоятельного производства ракет на жидком топливе) не используется для пропаганды приоритетов отечественного ракетостроения 30-х гг. XX в. и граждане Российской Федерации, жители и гости Москвы, включая в первую очередь молодежь, не имеют возможности познакомиться с историей ГИРД с помощью наглядной агитации — музей ГИРД, выставка, экспозиция и пр.

Проблематика вопроса. Место первых пусков в Нахабино на сегодняшний момент известно только узкому кругу общественности.

Существует серьезная проблема со свободным доступом к месту — объект находится на территории воинской части. Вопрос с землей нужно решать о популяризации даты первых пусков отечественных жидкостных ракет, начиная с Московской области и переходя, далее на всю страну.

Начало популяризации — со школ Московской области, в первую очередь школьники должны знать, что они живут в регионе — колыбели отечественной космонавтики!

Необходимо поставить на учет для сохранности и внести в реестр учитываемых памятников (объектов) исторического наследия достопамятное место. Решение вопроса через Министерство культуры Московской области.

Необходимо учредить памятную дату для Московской области — 17 августа 1933 г., с внесением в исторический календарь памятных дат Московской области — решение при поддержке Совета ветеранов Московской области, депутата от Московской областной Думы, ветерана военной службы, воина-интернационалиста Владимира Сергеевича Вшивцева, Русского космического общества.

Есть инициатива об учреждении «Нахабинских чтений» для школьников Московской области и Москвы.

PLACE OF THE FIRST LAUNCHES DOMESTIC LIQUID ROCKETS IN NAKHABINO — PROBLEMS OF PRESERVING THE MEMORIAL AND ITS USE FOR THE PATRIOTIC EDUCATION OF RUSSIAN CITIZENS

G. S. Bashtanyk

l-kosh@yandex.ru

1 Association “Heroes Park”, 2 Association “Russian Labor Valor”

The work is dedicated to the launch of the first Russian GIRD-09 liquid rocket (hybrid fuel), carried out on August 17, 1933 at the Nakhabinsk test site in the Moscow region.

МЕМОРИАЛЬНОМУ МУЗЕЮ ГИРД БЫТЬ?!

А. Б. Малыхин

mal553@yandex.ru

Ассоциации «Изобретатели изобретателям»

У каждой нации есть достижения, которыми она гордится. Мы являемся родиной космонавтики! Мы первыми вышли в космическое пространство. Работа посвящена ГИРД [Группа изучения реактивного движения] работа которой положила начало развитию комической отрасли. Достижения ГИРД основали для всего мира новую календарную эру, что бывает не каждое тысячелетие.

История же попыток создания в Москве музея ГИРД пока печальна. С конца 1970-х гг. ветераны отрасли, участники ГИРД пытались в помещении, откуда начался советский и теперь российский космос создать музей. Как и в советское время, так и сегодня это начинание не находит должного понимания чиновников. Всего попыток создать музей было не менее трех. Однако музей так и не создан до сих пор.

Дом, где располагался «подвал ГИРД», находится по адресу: улица Садовая-Спаская 19, корпус 2. Там в 1932 г. группа энтузиастов-ученых (Сергей Королёв, Фридрих Цандер, Георгий Лангемак и др.) приступила к практическим разработкам, легшим в основу создания ракет с жидкостными реактивными двигателями и будущего космического прорыва.

События вокруг подвала ГИРД разворачивались так. Это здание в 2002 г. власти Москвы решили снести. Протесты архитектурного сообщества и ветеранов ракетной и космической отрасли были проигнорированы. Но уже в 2004 г. было опубликовано постановление Правительства Москвы № 936-ПП «О создании Музея истории ракетостроения» в этом здании. Жильцов, несмотря на их протесты, из дома выселили, и было принято решение о его реконструкции «за счет инвесторов». Однако уже в 2011 г. постановление 2004 г. было отменено. И здание снова попало в список под снос. В том же 2011 г. здание вернули в реестр объектов культурного наследия в качестве объекта регионального значения. Но решения о создании в нем музея ГИРД так и не последовало.

Чиновники же игнорируют даже энтузиастов, которые пытались тут создать музей! Это было и в советское время, и потом. А сейчас эти чиновники просто хотят получать прибыль с недвижимости, спешат сделать свой гешефт! Они этот дом отремонтировали, продают квартиры по бешеным ценам — центр Москвы! Полностью игнорируя, что это место мемориальное. Гордость нации им не нужна, «свой гешефт» чиновникам важнее.

IS MEMORIAL MUSEUM OF GIRD TO BE?!

A.B. Malykhin

mal553@yandex.ru

Association "Inventors to Inventors"

Each nation has achievements that it is proud of. We are the birthplace of astronautics! We were the first to go into outer space. The work is dedicated to the GIRD [Group for the Study of Reactive Motion], the work of which laid the foundation for the development of the comic industry. Achievements of the GIRD have established for the whole world a new calendar era, which is not every millennium.

КАК ИСКУССТВО ПРИВЕДЕТ ЧЕЛОВЕКА В КОСМОС

П.А. Тычина

tpablo@yandex.ru

МТС-банк

Космонавтика и ЭВМ начали развиваться примерно в одно и то же время. При этом компьютерные технологии уже давно развиваются гораздо быстрее. В чем основная причина? Компьютерной техникой пользуется более 4 млрд человек. Они за свои собственные деньги приобретают электронику и ИТ-услуги. Наличие большого рынка частных пользователей резко ускоряет развитие отрасли. Можно ли что-то подобное создать в космонавтике?

Развитие космонавтики сильно замедлилось после того, как оказалось, что Марс мало-пригоден для жизни. Можно ли найти для космонавтики другую мотивацию вместо немедленной колонизации Марса или другого масштабного мегапроекта? Стимулом для развития компьютерной техники во многом является искусство (включая и такой вид искусства, как компьютерные игры). Для создания любой книги и любого фильма сейчас используются компьютеры. Для доступа к искусству почти всегда используется компьютерная техника. Я убежден, что и космонавтика может получить значимый импульс для развития только благодаря искусству. Космическая техника должна стать средством создания произведений искусства. И важнейшим видом космического искусства должны стать образовательные игры в космосе.

Главной мотивацией исследования космоса на этом этапе должно стать развитие человеческого потенциала. Начать лучше всего с роботизированной базы на Луне.

На лунной базе будет четыре сектора:

- 1) государственный сектор;
- 2) конкурсный сектор (реализация лучших идей);
- 3) учебный сектор для школьников и студентов;
- 4) игровой сектор.

Задачи учебного сектора:

- изучение законов природы, эксперименты;
- овладение робототехникой;
- игры, соревнования (бег двуногих роботов, гольф, футбол и др.);
- строительство, конструирование, программирование;
- добыча полезных ископаемых;
- производство на Луне из местных материалов, совершенствование/разработка технологий;
- создание произведений искусства на Луне;
- обучение решению творческих задач.

Игровой сектор будет функционировать на коммерческой основе. Любители космоспорта будут арендовать космических роботов на некоторое фиксированное время для игр и исследовательских проектов. Космоспорт постепенно станет важнее киберспорта. Из виртуального пространства компьютерных игр люди постепенно перейдут в космическое пространство космоспорта и космического искусства. Уже сейчас создание одной компьютерной игры может стоить более 500 млн долл. Это вполне космический размер инвестиций. Игры в космосе станут прибыльными и превратятся в значимую отрасль экономики.

Развитие человеческого потенциала в области исследований космоса и робототехники резко ускорит развитие земной экономики, которая в ближайшее время будет сильно роботизирована. Российская экономика уйдет от сырьевой зависимости, увеличится доля малых и средних предприятий, что позволит увеличить долю страны в мировом ВВП.

Привлечение к освоению космоса большого количества людей позволит увеличить:

- конкурентоспособность в науке и культуре;
- конкурентоспособность в производстве и бизнесе;
- поддержку космических программ (общественную и государственную);
- приток квалифицированных кадров в космонавтику;
- качество выбора промежуточных целей освоения космоса и качество выполнения проектов.

Что могут дети и любители?

Валентина Гризодубова совершила первый самостоятельный полет в 14 лет на слете планеристов в Коктебеле. Ее отец Степан Гризодубов самостоятельно строил самолеты, первоначально ориентируясь только на кинохронику о полете братьев Райт. Вокруг образовательного и игрового сегментов лунной базы необходимо создать творческое сообщество людей, аналогичное знаменитым слетам планеристов в Коктебеле. Эти слеты дали миру таких знаменитых конструкторов, как Королёв, Антонов, Ильюшин, Яковлев. Большую роль сыграли и деятели искусства серебряного века, для которых Коктебель был знаковым местом. Авиаконструктор Антонов был под очень большим впечатлением от общения с поэтом Максимилианом Волошиным.

Образовательно-игровое сообщество лунной базы должно быть тоже ориентировано не только на исследовательские задачи, но и на задачи создания произведений искусства в космосе и вовлечения в эту деятельность как можно большего количества людей. Участие любителей не ограничится одной только лунной базой. Для полетов по Солнечной системе можно использовать солнечный парус (СП), который не требует топлива для перемещения своего центра масс [1]. Производство СП большими партиями непосредственно в космосе снизит их себестоимость до цены, доступной частным покупателям. СП специальной конструкции позволяют поддерживать постоянную ориентацию относительно Солнца без затрат топлива. Существуют и такие миссии, для которых достаточно постоянного угла установки СП. В частности, между двумя круговыми орбитами близкого наклона можно перелететь всего с тремя постоянными углами установки паруса [2].

Впервые СП был описан во французском научно-фантастическом романе 1888 г. «Путешествие на Луну» (Ж. Ле-Фор, А. Графиньи). Черный квадрат Малевича также первоначально изображал космический аппарат, который может быть только солнечным парусом. Черный квадрат был придуман во время работы над декорациями к опере «Победа над Солнцем». В ходе действия черный квадрат загораживает собою Солнце. Именно так выглядит квадратный солнечный парус на фоне Солнца. Дополнительный аргумент в пользу СП. В пьесе «Победа над Солнцем» будет лане собираются лететь к Солнцу. Наилучшим аппаратом для полета к Солнцу является солнечный парус [1]. Зеркальная поверхность паруса позволяет экранировать при-

боры и одновременно позволяет без затрат топлива сколь угодно близко подойти к поверхности Солнца.

Когда-то изобретение обычных железных контейнеров, которыми можно легко и быстро загрузить/разгрузить корабль, помогло резко снизить стоимость океанских перевозок (стоимость снизилась почти в 50 раз). Аналогично совершенствование технологий солнечных парусов поможет резко снизить стоимость освоения ресурсов Солнечной системы. Ведь сырьё в космосе гораздо больше, чем на Земле (на астероидах и кометах).

Так зачем же везти ресурсы с Земли в космос? Транспорт на основе СП будет играть роль, аналогичную океанскому транспорту. Это будет дешёвый, но медленный вид транспорта. Масса перевозимого груза порядка тонны, минимальное время перелета с орбиты Земли до Марса порядка года [3]

Все это дело будущего. Мы увидим только самое начало эпохи солнечных парусов, но уже в начале XXII в. солнечных парусов будет настолько много, что они смогут выстроиться в форме Черного квадрата и заслонить собою Солнце. Предлагаю в 2113 г. так отметить годовщину «Черного квадрата» (год премьеры оперы «Победа над Солнцем»). Это и будет самой настоящей «Победой над Солнцем», которая откроет человечеству путь к освоению обширных ресурсов Солнечной системы. Временное экранирование Солнца можно применять и для регуляции климата на Земле.

Обитаемые космические базы также следует сделать произведениями искусства. Базы в атмосфере Венеры можно сделать, базируясь на дизайне летающих городов Крутикова (1928), базы на Марсе можно сделать аналогичными дому Наркомфина. Это не только красиво и привлекательно для туристов, но и имеет ряд преимуществ: меньшая себестоимость квадратного метра позволяет строить дешёвое и относительно комфортное жильё, общественные столовые позволяют экономить ценное время, вертикальные лестницы полезны для тренировки мышц в условиях низкой гравитации.

Вместо масштабных мегапроектов вроде колонизации Марса на первом этапе нужно вовлечь в освоение космоса как можно больше людей. Эти люди будут заниматься учебой, играми, исследованиями и созданием произведений искусства в космическом пространстве. Самые продвинутые из них будут заниматься совершенствованием технологий производства в космосе и совершенствованием космической техники. В основном совершенствованием солнечных парусов, которые по своим функциям будут аналогичны планерам 1920-х гг., т. е. давать возможность обучать космическим технологиям широкий круг любителей и делать это максимально дешево.

Все это поможет создать рынок частных пользователей космической техники и резко ускорить ее развитие. Следующим шагом станет космический туризм на Луну и ближайшие планеты. Космическое искусство и здесь должно сыграть очень важную роль и стать сильной мотивацией для того, чтобы совершить такое далекое и опасное путешествие.

Литература

- [1] Поляхова Е.Н., Коблик В.В. Солнечный парус — фантастика или реальность космоплавания? М.: URSS, 2017.
- [2] Тычина П.А., Егоров В.А., Сазонов В.В. Квазиоптимальный перелет космического аппарата с солнечным парусом между гелиоцентрическими круговыми орбитами // Космические исследования. 1996. Т. 34, № 4. С. 420.
- [3] Тычина П.А., Егоров В.А., Сазонов В.В. Оптимизация перелета космического аппарата с солнечным парусом от Земли к Марсу с пертурбационным маневром у Венеры // Космические исследования. 2002. Т. 40, № 3. С. 276.

HOW ART WILL BRING HUMANITY TO SPACE

P.A. Tychina

tpablo@yandex.ru

MTS-bank

Cosmonautics and computers began to develop at about the same time. At the same time, computer technology has long been developing much faster. What is the main reason? More than 4 billion people use computer technology. They buy electronics and IT services for their own money. The presence of a large market for private users dramatically accelerates the development of the industry. Is it possible to create something like this in space?

ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ НАУЧНОГО СОВЕТА РОССИЙСКОЙ АКАДЕМИИ НАУК ПО ИЗУЧЕНИЮ И ОХРАНЕ КУЛЬТУРНОГО И ПРИРОДНОГО НАСЛЕДИЯ ПО РАЗВИТИЮ КУЛЬТУРНЫХ СВЯЗЕЙ И РАСШИРЕНИЮ МЕЖДУНАРОДНОГО СОТРУДНИЧЕСТВА В КОСМИЧЕСКОЙ СФЕРЕ

Л.С. Раткин

rathkeen@bk.ru

Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»,
Научный совет РАН по изучению и охране культурного и природного наследия,
ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН, АРГМ

С 1992 г. в Российской академии наук функционирует (с 1998 г. — переименован) Научный совет РАН, занимающийся вопросами изучения и охраны культурного и природного наследия. В составе Научного совета — порядка 20 комиссий и проблемных групп, среди них особо следует отметить Комиссию по международному сотрудничеству в космической сфере.

В докладе представлены многочисленные примеры, подтверждающие деятельность Научного совета Российской академии наук (РАН) по изучению и охране культурного и природного наследия по развитию культурных связей и расширению международного сотрудничества в космической сфере. Научный совет РАН по изучению и охране культурного и природного наследия был преобразован Постановлением Президиума РАН от 24.11.1998 № 343 из Совета РАН по изучению и охране культурного и природного наследия, созданного Постановлением Президиума РАН от 12.05.1992 № 159.

Научный совет РАН призван осуществлять координационные, научно-консультативные функции с целью создания целостной научной концепции сохранения и изучения культурного и природного наследия (в том числе в космической сфере), участия в разработке и проведении научно-практических мероприятий и формирования в гражданском сознании общественности уважения и бережного отношения к культурному и природному наследию. Научный совет РАН осуществляет тесное взаимодействие с комитетами Государственной Думы и Совета Федерации Федерального Собрания Российской Федерации, государственными и общественными организациями, участвующими в сохранении и охране культурного и природного наследия, содействует государственным организациям РФ в реализации Конвенции ЮНЕСКО о Всемирном наследии, а также других международных соглашений и программ в этой области. Научный совет РАН обеспечивает координацию деятельности учреждений РАН, а также сотрудничество с государственными структурами и общественными организациями, отраслевыми институтами и высшими учебными заведениями России в области со-

хранения и изучения культурного и природного наследия, разработку практических предложений в области изучения и охраны культурного и природного наследия, проведение независимой экспертной оценки выдвигаемых предложений и программ, развитие контактов с соответствующими организациями разных стран и с международными научными организациями [1].

Научный совет РАН также информирует общественность о научных исследованиях, направленных на сохранение и изучение культурного и природного наследия с обобщением результатов научной деятельности в этой области, популяризирует культурное и природное наследие России среди населения в виде публикаций научно-популярных книг и статей, проводит совещания, конференции, семинары по различным проблемам сохранения и изучения культурного и природного наследия [2].

Научный совет РАН по изучению и охране культурного и природного наследия включает в себя, в частности, Комиссию по международному сотрудничеству в космической сфере, Комиссию по теоретическим проблемам изучения культурного и природного наследия, проблемную группу «Социально-культурные процессы в современном мире», проблемную группу по археологическому наследию, Комиссию «Традиции русской духовной культуры», проблемную группу «Православие и русская культура», проблемную группу «Русская культура в мировом контексте», проблемную группу по изучению и проблемам перевода Библии, Комиссию «Язык как основа национальной культуры», Комиссию «Традиции образования в эпоху глобализации», Комиссию по изучению традиций военного строительства в России, Комиссию «Наука и техника в истории культуры», Комиссию «Искусство и духовная жизнь общества», Комиссию по комплексным исследованиям российской эмиграции», Комиссию «Традиции музыкальной культуры и современность», Комиссию по редким и исчезающим видам растений, Комиссию по редким и исчезающим видам животных, Комиссию по Красным книгам особо ценных, редких и исчезающих почв, Комиссию по изучению и сохранению уникальных природных ландшафтов.

Комиссия по международному сотрудничеству в космической сфере Научного совета РАН уделяет значительное внимание сбережению и использованию инженерного и научного наследия космической отрасли. Сложность возникающих проблем определяет нарастающую потребность в междисциплинарной и международной координации научных исследований и квалифицированной экспертизе получаемых результатов в космической отрасли [3]. Для сбережения и использования культурного наследия РФ в области научно-технических знаний одним из результатов которой должно стать создание всероссийской Красной Книги памятников науки и техники. Деятельность Комиссии по Программе введения в научный оборот неопубликованных до сих пор исторических документов в космической сфере, характеризующих историю и значимость отечественных разработок в сфере космической науки и техники, будет способствовать возрождению в России отраслевых инженерных научных школ и повышению статуса ученого и престижности профессии с соответствующей увеличением среднеотраслевой зарплаты [4].

Научный совет РАН по изучению и охране культурного и природного наследия с 1992 г. возглавляет ветеран Великой Отечественной войны, участник Парада Победы 24 июня 1945 г. академик РАН Е.П. Челышев.

Литература

- [1] Добровольский Г.В., Челышев Е.П. Сохраняя Великое наследие: к 20-летию со дня учреждения Научного совета РАН по изучению и охране культурного и природного наследия // *Пространство и Время*. 2012. № 2 (8). С. 11–17.
- [2] Степанова А.С. «Космос» и «Космизм» (к динамике идей, понятий и образов в истории философии и культуры) // *Русский космизм: философско-антропологический проект: сборник научных статей*. СПб., 2012. С. 116–123.

- [3] Рогозин Д.О. О работе Правительства Российской Федерации по расширению использования результатов космической деятельности в различных отраслях экономики // Российские инновационные технологии и мировой рынок: матер. Междунар. форума. М., 2015. С. 13–20.
- [4] Раткин Л.С. К столетию со дня рождения Президента АН СССР М.В. Келдыша: у истоков программы пилотируемых космических полетов (пленарный доклад) // Материалы Второй международной научно-технической конференции «Нестационарные, энерго- и ресурсосберегающие процессы и оборудование в химической, нано- и биотехнологии — НЭР-ПО-2011» / под общ. ред. Г.И. Ефремова. М.: Изд-во МГОУ, 2011. С. 13–16.

THE ACTIVITIES OF THE SCIENTIFIC COUNCIL OF RUSSIAN ACADEMY OF SCIENCES ON STUDYING AND PROTECTION OF CULTURAL AND NATURAL HERITAGE FOR DEVELOPMENT OF CULTURAL RELATIONS AND THE EXPANSION OF INTERNATIONAL COOPERATION IN THE SPACE SECTOR

L.S. Rathkeen

rathkeen@bk.ru

National Research Center «Kurchatov Institute», 2Scientific Council of RAS on stuffing and protection of cultural and natural heritage, FSE FNC Research Institute for System Researching, ARGM

Since 1992, the Russian Academy of Sciences has been functioning (since 1998 — renamed) the Scientific Council of the Russian Academy of Sciences, dealing with the study and protection of cultural and natural heritage. The Scientific Council consists of about 20 commissions and problem groups, among which the Commission on International Cooperation in the Space Sphere should be especially noted.

АЭРОКОСМИЧЕСКИЙ МУЗЕЙ ГОРОДА ВОЛОГДЫ

О.В. Гончарова¹

olga_maria@mail.ru

Л.А. Гончарова²

lamo_60@mail.ru

М.Р. Гончарова³

¹ МОУ «СОШ № 1 с углубленным изучением английского языка»

² МОУ «СОШ № 31 г. Вологды»,

³ МЕИKN ВоГУ

История освоения космоса — одна из выдающихся страниц в истории человечества. Святым делом назвал космонавтику С.П. Королёв [1]. На сегодняшний день проблемы сохранения и представления историко-культурного наследия космонавтики в регионах, где нет космических центров, предприятий космической промышленности, являются острыми.

Возникла необходимость сохранения и пропаганды существующего наследия и опыта по аэрокосмическому образованию в регионе, городе, школе, сохранения памяти о наших земляках, которые внесли свой вклад в отечественную и мировую историю авиации и космонавтики.

В 1961 г. в Вологде при школе № 9 был создан клуб юных летчиков и космонавтов [3], один из первых в стране. Юные космонавты занимались изучением астрономии, истории авиации, космонавтики, строили ракеты. В 1985 году в школе появились компьютеры. Не было программного обеспечения для обучения школьников. Стали создавать свои компьютерные программы. Так появилась авторская программа «Аэрокосмическое программирование», не имеющая аналогов (авторы Л.А. Гончарова, О.В. Гончарова).

Аэрокосмическое программирование — это изучение истории авиации и космонавтики, астрономии и физики, химии и биологии, психологии и медицины, программирования и ИКТ и разработка компьютерных программ на базе этих знаний.

С 1980-х гг. занимаемся аэрокосмическим программированием, научно-исследовательской работой. В 1988 г. в стране было создано Всесоюзное аэрокосмическое общество (ВАКО) «Союз», президентом которого стал летчик-космонавт СССР, Герой Советского Союза А.А. Серебров, а наш клуб — коллективным и полноправным членом ВАКО.

Менялись времена, менялись названия улиц и городов. Клуб был переименован в аэрокосмический. Появилась идея и необходимость создания аэрокосмического музея, который был открыт 9.04.2012 г. при содействии Управления образования Администрации г. Вологды, начальника Управления Н.М. Колыгина, при поддержке директора школы № 31 Н.А. Спиридоновой, оформлен ООО «Вологодская типография» при личном активном участии в реализации проекта директора типографии А.В. Киселева. Материалы предоставлены и творчески обработаны М.Р. Гончаровой и О.В. Гончаровой. Разработка эскизов и руководитель проекта — Л.А. Гончарова. Материалы по истории клуба стали основой для создания музея.

Экспозиции музея:

- «Россия — великая космическая держава»;
- «Они были первыми (С.П. Королёв, Ю.А. Гагарин)»;
- «Вологда аэрокосмическая»;
- «Вологжане — герои неба»;
- «С.В. Ильюшин»;
- «П.И. Беляев»;
- «Увлеченные космосом» и др.

В музее хранятся подлинные экспонаты: альбом-летопись аэрокосмического клуба 1961 г., парашюты и космическая пища, точная копия самолета Як-18 (подарена А.Д. Кузнецовым, мастером парашютного спорта), на котором летал Ю.А. Гагарин и многие другие.

Виды деятельности музея: образовательная, научно-исследовательская, поисковая, проектная деятельность, научно-просветительная, экскурсионная, издательская. Проектный метод организации деятельности (разработка и реализация социокультурных, научно-исследовательских, образовательных проектов) лежит в основе работы аэрокосмического клуба и аэрокосмического музея, не отделяемых друг от друга.

В музее представлены материалы о наших земляках. За совершенные подвиги в годы войны многие летчики удостоены высокого звания «Герой Советского Союза». Дважды это звание присвоено А. Клубову. Его имя носит одна из улиц города. Герой Советского Союза М. Жуков совершил таран фашистского самолета одним из первых. Вологодский аэроклуб ДОСААФ с 1949 г. выпустил десятки летчиков, которые впоследствии окончили летные училища военной и гражданской авиации, в том числе Герои Советского Союза И. Каберов и А. Клубов.

Большой вклад в историю космонавтики внесли наши земляки: В.А. Шерстяников, А.Т. Туманов, Л. А. Житников, В.М. Брюшинин, занимаясь внедрением новых разработок в ракетно-космической отрасли и участвуя в запуске космических аппаратов.

Экспозиции музея позволяют путешествовать по Вологде аэрокосмической. По Пошехонскому шоссе г. Вологды мы можем отправиться в мемориальный музей А.Ф. Можайского (бывшая усадьба Котельниково). В фондах музея хранятся и наши уникальные фотографии о земляке-космонавте, которых нет ни в одном музее.

Неподалеку от Кубенского озера расположена деревня Дилиялево, где родился наш земляк — трижды Герой Социалистического труда академик С.В. Ильюшин, величайший конструктор знаменитых ИЛ-ов. В центре г. Вологды установлен его бюст, а в районе ПЗ — на постаменте застыл один из его самолетов.

17 августа 1978 г. в Вологде открыт памятник земляку-космонавту. Имя П.И. Беляева носит одна из улиц города.

25 июня 1985 г. в школе № 20 г. Вологды в клубе юных космонавтов торжественно открыт бронзовый бюст летчика-космонавта Героя Советского Союза П.И. Беляева (изготовлен в воинской части Федотово). Почетное право открыть бюст было предоставлено летчику-космонавту СССР, дважды Герою Советского Союза А.А. Леонову.

В музее представлены материалы о Вологодском Аэроклубе, клипы на песни вологодских современных композиторов, выпущены книги и миникнижки (авторы Л.А. Гончарова, О.В. Гончарова, М.Р. Гончарова), куда вошли документальные материалы из личных архивов разных поколений людей, публикующиеся впервые:

- «Вологда аэрокосмическая», 2015 г., 238 с.;
- «В вологодском небе», 235 с., 2016 г.;
- «Вологда пионерская», 199 с., 2018 г.;
- «Увлеченные космосом», 179 с., 2017/18 г.

Появилась новая идея перевести аэрокосмический музей на виртуальные просторы, так как не каждый сможет приехать в наш музей, а интернет способен охватить широкую аудиторию. Виртуальный аэрокосмический музей города Вологды начал свою работу в 2016 г. [2] на языке HTML и имеет несколько блоков. В экспозициях имеются материалы «Они были первыми», «ВАКО Союз», «Космонавты в годы войны», «Из истории аэрокосмического клуба», о конструкторах, ученых и многих других. Выйти на сайт можно по адресу: <http://vakm.meson.ru/>, материал добавляется по готовности.

В аэрокосмический музей проводятся экскурсии для детских садов, учащихся школ города и области, родителей учеников и других категорий посетителей. Музей вносит неоценимый вклад в воспитание патриотизма учащихся, в сохранение и использование объектов культурного наследия.

Литература

- [1] Азаров Ю.П. Звездный час (Проблемы ноосферного, духовного состояния эпохи. Космонавтика и педагогика). К пятидесятилетию полета Юрия Алексеевича Гагарина в космос 12 апреля 1961 года. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011. 44 с.
- [2] Виртуальный аэрокосмический музей [Электронный ресурс]. URL: <http://vakm.meson.ru>
- [3] Гончарова Л.А., Гончарова М.Р., Гончарова О.В. Вологда аэрокосмическая. Вологда: ООО «Вологодская типография», 2013. 240 с.

THE AEROSPACE MUSEUM OF VOLOGDA

O.V. Goncharova¹

olga_maria@mail.ru

L.A. Goncharova²

lamo_60@mail.ru

M.R. Goncharova³

¹Secondary school No. 1 with in-depth study of the English language

²Secondary school No. 31 in Vologda

³ME and KN VOgU

The history of space exploration is one of the outstanding pages in the history of mankind. S.P. Korolev called the cosmonautics as sacred thing. To date, the problems of preserving and presenting the historical and cultural heritage of astronautics in regions where there are no space centers, space industry enterprises are acute.

ИМЯ Ю. А. ГАГАРИНА В ШКОЛЬНОМ МУЗЕЕ КОСМОНАВТИКИ

Л.И. Колесникова

Л.М. Хохлова

s-suntsova@yandex.ru

МБОУ «Гимназия № 3», Зеленодольск, Республика Татарстан

В данной статье рассказывается об истории создания школьного музея космонавтики, о интересных методах работы и о том, как тесно связана работа музейщиков с именем Ю.А. Гагарина.

12 апреля 1980 г. в школе № 3 г. Зеленодольска Республики Татарстан был открыт музей космонавтики. Посетители музея всегда задают вопрос: «А почему в небольшом городке, который далек от космонавтики, был создан такой музей?»

1. История создания школьного музея космонавтики.

2. Имя Ю.А. Гагарина. в воспоминаниях его учителя Марьяхина Натана Вульфovichа и его друга Рафикова Марса Закировича, летчика первого отряда космонавтов.

3. История двух подлинных автографов Ю.А. Гагарина из школьного архива.

4. История фотографии — посещение Ю.А. Гагариным Фестиваля дружбы советской и японской молодежи в Казани в 1967 г.

5. Из опыта проведения традиционных Гагаринских чтений на базе школьного музея для учащихся школ города и района.

6. Торжественная церемония памятного гашения космической почтовой карточки, в честь 55-летия со дня полета Юрия Гагарина в школьном музее 12 апреля 2016 г.

7. Об участии членов музея в ежегодных Гагаринских чтениях в г. Гагарине, в Молодежных Циолковских чтениях в г. Кирове, в Лобачевских чтениях в г. Казани. Опыт и впечатления.

8. Память о великом... Воспоминания о встречах с гостями музея: летчиками-космонавтами Васютиным В.В., Зудовым В.Д., Малышевым Ю.В., Афанасьевым В.М., Лазуткиным А.И., Волк И.П.; летчиками-дублерами Терешковой В., Кузнецовой Т. и Пономаревой В.; правнучкой К.Э. Циолковского Тимошенко Е.А.; членами экипажа «Луноход 1» Довгань В. и Латыповым Г.; легендарным летчиком Девятаевым М.П.

9. Самые памятные и дорогие медали школьного музея — медаль Гагарина, медаль Циолковского, медаль «Преодоление».

Уже долгие годы школьный музей космонавтики — центр воспитательной и патриотической работы гимназии. В данный момент музей готовится к своему 40-летию, проводятся экскурсии, встречи, лекции и занятия, идет активная подготовка нового, 26-го поколения музейщиков, чествовать которых будут на юбилейном празднике в апреле 2020 г.

NAME OF Y.A. GAGARIN IN THE SCHOOL MUSEUM OF COSMONAUTICS

L.I. Kolesnikova

L.M. Khokhlova

s-suntsova@yandex.ru

Gymnasium No. 3, Zelenodolsk, Republic of Tatarstan

This article is dedicated to the history of the school's museum of cosmonautics, about fascinating methods of work and how closely the work of museum workers with the name of Yu.A. Gagarin.

АНАЛИЗ РЕПРЕЗЕНТАЦИИ ИСКУССТВЕННОГО ИНТЕЛЛЕКТА В МИРОВОМ КИНЕМАТОГРАФЕ

А.А. Сокеран

sokeran-a-a-16b092@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В докладе представлены результаты анализа художественных фильмов, в которых фигурирует искусственный интеллект. Проведена их категоризация, а также выявлены представители, оказавшие наибольшее влияние на эволюцию образа искусственного интеллекта в кинематографе.

Искусственный интеллект привлекал внимание кинематографистов с эпохи немого кино. С тех пор было снято более сотни фильмов, ключевыми элементами которых являлся искусственный интеллект в различных обликах, которые можно категоризировать следующим образом:

- 1) искусственные агенты вычислений;
- 2) биологические агенты вычислений;
- 3) агенты-гибриды биологического материала и электроники.

Под первой категорией подразумеваются агенты, имеющие системы, реализующие механизм машинного мышления с сенсорными и логическими способностями, которые могут сильно отличаться от человеческих. Здесь рассматриваются как мобильные агенты (роботы), так и статичные (компьютеры и программы). Картины, в которых задействованы агенты такого рода, являются отображением авторского футурологического видения, в котором искусственному интеллекту может отводиться как ключевая, так и второстепенная утилитарная роль.

Примечательно, что репрезентация данной категории не меняется с течением времени за довольно редкими исключениями: большинство искусственных агентов обладают статичной личностью, которая не развивается в ответ на происходящие события, взаимодействия с человеком и окружающей обстановкой. Тем не менее некоторые фильмы отходят от данной концепции: в них искусственные агенты имеют свою собственную индивидуальность, рефлексивный, самосознающий и эгоистичный

ум. Тогда лейтмотивом картины становится процесс развития и взаимодействия агента с людьми.

При использовании категории биологических агентов (например, андроидов) кинематографистами обычно игнорируется природа вычислительного механизма, и он по умолчанию функционально приравнивается к человеческому. Стоит отметить, что определение андроида не является однозначно согласованным; в данной работе оно используется для обозначения человекоподобных существ, которые создаются с применением биологических процессов.

Уточнение механизма вычислений агента в данном случае носит несущественный характер, поскольку, обращаясь к данной категории, авторы часто прибегают к введению в повествование персонажа-андроида, стремящегося стать человеческим, наводя зрителей на рассуждения о том, что именно отличает людей от машин, и подобные побочные вопросы.

Категория агентов-гибридов включает в себя два основных варианта: механическое тело, содержащее человеческий мозг и человеческий мозг, дополненный некоторой электронной поддержкой. Эта категория в значительной степени нерепрезентативна для анализа, так как процессы мышления и модели поведения таких агентов являются человеческими и не представляют собой систему искусственного интеллекта.

Говоря о хронологии развития образа искусственного интеллекта, стоит выделить такие фильмы, как: «Метрополис» (1927), ставший первым фильмом, в котором фигурировал искусственный интеллект как таковой; «Космическая одиссея 2001 года» (1968), в котором искусственный интеллект впервые предстает в роли главного антагониста; киноэпопею «Звездные войны» (1977 — н.в.), воплотившую на экране большое количество футурологических технологических концепций и популяризировавшую их в массовой культуре; «Бегущий по лезвию» (1981), в котором ставится под вопрос грань между человеком и машиной; «Терминатор» (1984), популяризировавший идею противостояния искусственных агентов вычислений друг против друга; трилогия «Матрица» (1999–2003), в которой компьютер начинает править миром после битвы за превосходство с людьми, и «Она» (2013), являющийся ответом на возрастающую роль технологий в жизни современного человека.

Таким образом, совокупность репрезентаций искусственного интеллекта в кинематографе отражает актуальные и гипотетические позиции в обществе по отношению к восприятию технологий, а также предположения о том, как будут развиваться отношения между человеком и технологиями, что является одним из дискуссионных вопросов общества эпохи цифровизации.

ANALYSIS OF THE REPRESENTATION OF ARTIFICIAL INTELLIGENCE IN THE CINEMATOGRAPHY

A. A. Sokeran

sokeran-a-a-16b092@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

The report presents the results of the feature films analysis, which featured artificial intelligence. Their categorization was made, and representatives who had the greatest influence on the evolution of the image of artificial intelligence in cinema were identified.

ПЕРВАЯ ЖЕНСКАЯ ГРУППА НАБОРА В ОТРЯД КОСМОНАВТОВ. ИРИНА СОЛОВЬЕВА — ДУБЛЕР № 1 ВАЛЕНТИНЫ ТЕРЕШКОВОЙ

А.С. Костюк
А.А. Сайковский

annakostas@mail.ru
a.saikovskii@gmail.com

Автономная некоммерческая организация «Космический рейс»

Авторы исследовали вклад Ирины Баяновны Соловьевой в освоение космического пространства. Новизна работы заключается в описании не только биографии женщины первого набора в отряд космонавтов, но и значимости ее новаторских поисков, профессиональных достижений в историю развития отечественной космонавтики. Практическая значимость: материалы для занятий по формированию образа гражданина России — патриота, устойчивых знаний о космонавтике.

Проблема, обозначенная в работе: какие качества личности Ирины Баяновны Соловьевой помогали ей в подготовке к космическому полету и стали надежной опорой на жизненном пути?

Цель: исследование вклада женщин первого набора в космонавты (в данной работе — Ирины Соловьевой) в освоение космического пространства.

Первый набор женской группы в отряд космонавтов... Их было пятеро вместе с Валентиной Владимировной Терешковой. Среди них — Ирина Баяновна Соловьева.

Родилась в Тульской области, 6 сентября 1937 г. на Киреевском руднике. Родители — учителя в школе фабрично-заводского ученичества. Война... Отец ушел на фронт и пропал без вести. Мама с детьми оказалась на Урале в Серове, преодолев страшную дорогу эвакуации. Так закалялся характер Ирины Баяновны. В Серове она окончила школу, поступила в Уральский политехнический институт. Была бы инженером-строителем, если бы не случай... Еще студенткой Ирина занималась в парашютном кружке ДОСААФ. Вошла в сборную страны, 3 раза становилась чемпионкой СССР, 5 раз устанавливала мировые рекорды, готовилась к чемпионату мира парашютистов в США.

30 декабря 1961 г. принято решение Президиума ЦК КПСС о наборе женщин в отряд космонавтов. 12 марта и 3 апреля 1962 г. призваны на срочную военную службу и зачислены в отряд: инженер из Свердловска, парашютистка, член сборной страны Ирина Соловьева; сотрудница НИИ Министерства радиоэлектроники Татьяна Кузнецова; парашютистка, секретарь комитета комсомола комбината «Красный Перекоп» Ярославля Валентина Терешкова; парашютистка, сельская учительница из Рязанской области Жанна Еркина; сотрудница Отделения прикладной математики Академии Наук СССР Валентина Пономарева.

С января по май 1963 г. идет подготовка к полету на космическом корабле «Восток-6» в составе женской группы. 10 мая 1963 г. Соловьева назначена основным дублером Терешковой.

— Если бы знали, что не полетите, пошли бы в отряд?

— Всегда что-то теряешь... — задумывается Ирина Баяновна, но продолжает: — Я ни о чем не жалею, любимое дело осталось со мной.

Ночь на 16 июня 1963 г. перед полетом первой женщины-космонавта планеты Земля Ирина Баяновна провела на космодроме Байконур, в доме, где ночевал перед стартом Ю.А. Гагарин. Рядом две Валентины — Терешкова и Пономарева. Знали, что полетит Терешкова. Радовались за подругу и не переживали: «Почему не я?!» Но... программу «Восток» закрыли.

Сергей Павлович Королёв подбадривал: «Скоро будем осваивать выход в открытый космос, вначале ребята, а потом ваша очередь, девушки, — готовьтесь!» Составлен экипаж корабля «Восход-3»: Валентина Пономарева — командир, а Ирина Соловьева

совершит выход в открытый космос. Готовились. Но и этот полет был отменен из-за закрытия программы «Восход».

В 1967 г. Ирина Баяновна окончила инженерный факультет Военно-воздушной инженерной академии имени Н.Е. Жуковского по специальности «Летчик — инженер-космонавт». Как у Ю.А. Гагарина.

Но 1 октября 1969 г. женская группа была отчислена из отряда космонавтов приказом Главкома ВВС в связи с расформированием.

Ирина Соловьева работала в Научно-исследовательском испытательном центре подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина. В звании полковника занималась инженерной психологией, подготовкой космонавтов к действиям в экстремальных условиях. Защитила кандидатскую диссертацию в 1980 г. С 1991 г. — старший научный сотрудник отдела системных исследований проблем подготовки космонавтов.

Почему выбрана психология? В ней — решение проблемы «человеческого фактора» на производстве, в космонавтике, в обществе. Методику подготовки к действиям в экстремальных условиях Соловьева проверяла на себе. Это затяжные прыжки с парашютом с большой высоты и четыре арктических похода в составе женской научно-спортивной группы «Метелица». Ирина Баяновна удостоена государственных наград.

Мы узнали, что такое специальная парашютная подготовка космонавтов — СППК. Разработка шла в 1980-х гг., поставлена задача научного обоснования специальных видов подготовки для космонавтов. До этого был сделан упор на подготовку летчиков, а теперь — на усложненную парашютную подготовку.

СППК — это раздел психологической подготовки к деятельности в экстремальных условиях, когда развиваются морально-волевые свойства, самостоятельность действий и качества космонавтов, нужные для работы при стрессе. Это устойчивость, распределение и переключение внимания, работа в условиях дефицита времени, готовность к действиям в ситуации стресса. Основной метод проведения СППК — это введение дополнительного задания на всех этапах прыжка с парашютом: рассказ об окружающей обстановке, сообщение на профессиональную тему «Я — космонавт-испытатель», «Я — бортинженер», репортаж в свободном падении, прыжки с задержками раскрытия парашюта с одновременным решением логических задач и ответов на вопросы психологических тестов. Задания сложные. Результат — высокий!

Встреча с И.Б. Соловьевой состоялась в Первой научной библиотеке г. Москвы. После лекции Ирина Баяновна отвечала на вопросы открыто и честно, дала нам решить задания карточек, которые выполняют кандидаты в космонавты в свободном падении во время парашютного прыжка. Она была рада нашему интересу к подготовке космонавтов.

Общество ценит историческую значимость зарождения космической эры. Документы о космосе, схемы, чертежи изучают, берегут и применяют в образовании. Реализуют передовые разработки. Но главное — это люди: космонавты, дублеры, конструкторы, инженеры, рабочие, ученые, тренеры. Ирина Соловьева — удивительная женщина, сильная духом, смелая, человек с великой душой, она любит Россию и гордится ее достижениями. Профессионал — целеустремленная, доброжелательная, требовательная к себе и надежная! Только таких и берут в космонавты!

Популяризация фактов о женском наборе отряда космонавтов нужна для воспитания гражданина-патриота. Из таких отдельных историй складываются знания о космонавтике, о роли подготовки космических экипажей к полету, что дает возможность применять лучшие практики.

Литература

- [1] Батурин Ю.М. Повседневная жизнь российских космонавтов. М.: Молодая гвардия, 2011.
- [2] Кубасов В.Н., Максимов С.Н., Таран В.А. Профессиональная подготовка космонавтов. М.: Машиностроение, 1985.

- [3] Пономарева В.Л. Женское лицо космоса. М.: ГЕЛИОС, 2002.
[4] Стейнерт А. Профессия космонавт. М.: АСТ, 2017.

FIRST WOMEN'S SET OF COSMONAUTS. IRINA SOLOVIEVA — DOUBLER № 1 OF VALENTINA TERESHKOVA

A.S. Kostyk

annakostas@mail.ru

A.A. Saikovskii

a.saikovskii@gmail.com

Non-profit organization "Space flight"

The authors investigated the contribution of Irina Bayanovna Solovyova to space exploration. The novelty of the work is to the description of not only the biography of a woman of the first set in the cosmonaut corps, but also the significance of her innovative searches, professional achievements in the history of the development of Russian cosmonautics. Practical relevance is in the creation of materials for classes about Russian citizen image formation as a patriot and sustainable knowledge of astronautics.



СЕКЦИЯ 11. НАУКОЕМКИЕ ТЕХНОЛОГИИ В РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ имени профессора А.И. Киселева

СОСТОЯНИЕ И ТЕНДЕНЦИИ РАЗВИТИЯ МИРОВОГО ПАРКА СРЕДСТВ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.А. Медведев

И.И. Кузнецов

И.А. Биркин

С.П. Зацерковный

В.С. Юрченко

BirkinIA@tsniimash.ru

АО «ЦНИИмаш», г. Королёв

Доклад посвящен анализу современного состояния и тенденций развития мирового парка средств выведения космических аппаратов, обзору наиболее заметных технологических инноваций в области ракетостроения, которые обеспечивают повышение экономичности, технического совершенства и конкурентоспособности средств выведения на рынке пусковых услуг.

Мировой парк средств выведения (СВ) космических аппаратов (КА) характеризуется большой номенклатурой и разнообразием ракет космического назначения (РКН) различной грузоподъемности и национальной принадлежности. Продолжается дальнейшее расширение его состава, включающего к настоящему времени свыше 70 существующих моделей РКН более 40 разных типов [1].

В странах с развитой космической промышленностью реализуются масштабные проекты создания СВ в рамках выполнения национальных программ. Важнейшие ресурсоемкие направления обеспечения гарантированного доступа в космос охватывают разработки многоцелевых транспортных космических систем (ТКС) с семействами унифицированных РКН различной грузоподъемности. В ближайшие годы ожидаются первые пуски новых РКН среднего и тяжелого классов, создаваемых по государственным заказам или по схеме государственно-частного партнерства, в том числе пуски американских ракет Vulcan, New Glenn, Omega, разрабатываемых для замены эксплуатируемых ракетных семейств Atlas V и Delta IV, новой европейской системы запуска с ракетами Ariane 62 и Ariane 64 — для замены РКН Ariane 5 и «Союз-СТ», японских ракет семейства H3 — для замены H-IIA и H-IIB.

Особым направлением развития СВ является создание ТКС с РКН сверхтяжелого класса, такими как американские SLS и Super Heavy & StarShip, китайские ракеты семейства CZ-9 и др. Их использование в обозримой перспективе будет связано преимущественно с реализацией долгосрочных программ пилотируемых полетов к Луне, Марсу, другим объектам дальнего космоса.

В ожидании интенсивного развития систем с малоразмерными низкоорбитальными КА появилось множество проектов небольших ТКС, особенно в размерности легкого и сверхлегкого классов.

В течение нескольких последних лет состоялись первые пуски целого ряда новых сверхлегких РКН: в Китае — ракет CZ-11, Kuaizhou-1A, Kaituoze-2, ZQ-1, OS M1, Hyperbola-1, Jielong-1, в США — ракеты Electron, в Японии — наноракеты SS-520.

Постоянно пополняется перечень разработок аналогичных малоразмерных ТКС, выполняемых преимущественно небольшими компаниями-стартапами. Их общая

численность в мире уже превысила 130 проектов, хотя лишь около 25...30 из них находятся в активных фазах работ [2].

Технологии многоразового использования СВ по уровню зрелости фактически доведены до эксплуатационной готовности в первую очередь благодаря активности американской компании SpaceX, которая на практике подтвердила возможность спасения ракетных блоков и головных обтекателей РКН семейства Falcon. В ходе запусков КА успешно выполнены десятки посадок крупноразмерных блоков, в том числе более 20 блоков совершили по 2–3 посадки, а их расчетный ресурс заявлен на уровне 10 полетов без ремонта. SpaceX также создает полностью многоразовую двухступенчатую ТКС Super Heavy & StarShip сверхтяжелого класса, приступив с 2019 г. к испытаниям летных демонстраторов типа Starhopper в обеспечение экспериментальной отработки корабля StarShip.

Аналогичными средствами для выполнения ракетно-динамической посадки оснащается многоразовая ступень мощной РКН New Glenn, которая создается в США компанией Blue Origin. По программам агентства DARPA проводятся полеты крылатого воздушно-космического аппарата X 37B, а с 2020 г. планируется начать летную отработку космоплана XS-1. По коммерческим проектам создаются крылатый орбитальный корабль Dream Chaser, авиационно-космическая система с ракетопланом SpaceShipTwo, авиационно-ракетная система Stratolaunch.

Технологические разработки многоразовых СВ активно продолжают в Западной Европе (проекты Space Rider, Prometheus, Miura, CALLISTO и др.), в Китае (CZ-6X, CZ-8R, New Line-1 и др.) и других странах.

Устойчивыми тенденциями и направлениями технологического прогресса в космическом ракетостроении являются:

- развитие технологий разработки, испытаний и эксплуатации ракетных семейств на принципах модульного построения с универсальными и унифицированными элементами (ракетными блоками, двигателями, головными обтекателями и др.);
- освоение технологий создания и применения многоразовых элементов ТКС;
- развитие кислородно-водородных технологий, внедрение метана и других перспективных компонентов топлив;
- создание и внедрение материалов с улучшенными свойствами для силовых конструкций, теплоизоляционных, теплозащитных покрытий;
- внедрение технологий, снижающих трудоемкость изготовления СВ, повышающих их качество, надежность и безопасность запусков КА.

Литература

- [1] Медведев А.А. Инновационные подходы при создании ракетно-космической техники. Унификация как проектный параметр управления эффективностью. М.: Доброе слово, 2019. 396 с.
- [2] Pivovarova L. Determining Success for Smallsat Launchers// Northern Sky Research, Cambridge, USA, 26.09.2019. URL: <https://www.nsr.com/> (дата обращения 01.10.2019).

STATUS AND TRENDS OF EVOLUTION OF GLOBAL SPACE LAUNCH VEHICLE FLEET

A.A. Medvedev

I.I. Kuznetsov

I.A. Birkin

S.P. Zatserkovny

V.S. Yurchenko

birkinia@tsniimash.ru

Central Research Institute for Machine Building

The report is devoted to the analysis of current status and development trends of the world space launch vehicles fleet, a review of the most notable technological innovations in the field of rocketry, which provide increased efficiency, technical perfection and competitiveness of launch vehicles on the launch services market.

ОБ ИЗМЕНЕНИИ СПРОСА НА РЫНКЕ ПУСКОВЫХ УСЛУГ ПОД ВЛИЯНИЕМ ПРОГРЕССА КОСМИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЙ

А.А. Медведев

И.И. Кузнецов

И.А. Биркин

С.П. Зацерковный

В.С. Юрченко

[BirkinIA@tsniimash.ru](mailto:birkinIA@tsniimash.ru)

АО «ЦНИИмаш», г. Королёв

Приведены оценки глобального спроса на средства выведения космических аппаратов и его изменений в прогнозируемый период. Рассмотрено влияние достижений в области спутниковых технологий на перспективы развития орбитальных группировок и другие факторы, определяющие спрос в основных сегментах рынка пусковых услуг.

Прогнозные исследования спроса на средства выведения (СВ) космических аппаратов (КА) отражают высокую нестабильность основных сегментов мирового рынка пусковых услуг (МРПУ). Продолжается перераспределение потребностей заказчиков между запусками спутников различного назначения, размерности, орбитального базирования, динамично изменяются ценовые и другие показатели пусковых услуг [1].

Одним из главных изменений структуры спроса является сокращение заказов на изготовление и запуски геостационарных КА одновременно с ростом объемов заказов на КА для негеостационарных космических систем (КС). Так, в 2013–2018 гг. число заказов на геостационарные КА от операторов коммерческих КС под влиянием ряда технологических, экономических и других факторов упало почти втрое.

Новые технологии спутниковой связи HTS (High Throughput Satellites), включая многолучевое формирование зон обслуживания, межлучевую коммутацию, цифровую обработку сигнала на борту КА, повторное использование высокочастотного диапазона и другие инновации, многократно увеличили производительность КС. Эффективность HTS-систем по соотношению инвестиций и производительности в несколько раз выше по сравнению с аналогами предыдущего поколения.

Продолжается эволюция бортовых систем КА, таких как солнечные батареи, аккумуляторы с повышенной мощностью и экономичностью, высоконадежная электроника, средства терморегулирования, расширяется применение электрора-

кетных двигательных установок (ДУ), легких конструкций из современных материалов и т. д.

Под влиянием новых технологий тенденция роста размерности КА, запускаемых на геостационарную орбиту (ГСО), уже практически не наблюдается. Осредненное значение их стартовой массы стабилизировалось на уровне 5 т при варьировании массы большинства КА от 2 до 7 т. Создаются HTS-системы с КА массой менее 1 т для «нишевых» приложений (широкополосная связь для малонаселенных регионов, небольших национальных операторов, крупного бизнеса, мобильных объектов и др.).

Прогресс в технологиях КА увеличивает их ресурс: 15-летний срок активного существования (САС) на ГСО де-факто стал стандартом, на практике же он может достигать 17–18 лет и более, и уже создаются спутниковые платформы с расчетным САС 20 лет.

Освоение технологий обслуживания на орбитах позволит продлить эксплуатацию КА на несколько лет. В случае успеха демонстрационных миссий (проекты MEV, RSGS, Space Drone и др.), а также решения ряда нормативно-правовых вопросов можно ожидать появления спроса на такие услуги в основном для продления работы КА на ГСО.

Отмеченные факторы в сочетании с растущей конкуренцией со стороны проектов негеостационарных КС привели к снижению прогнозов интенсивности запусков КА на ГСО, в том числе по заказам операторов коммерческих систем — с 22–23 (2–3 годами ранее) до 14–15 КА в год.

Негеостационарный сегмент МРПУ характеризуется динамичными изменениями прогнозов численности КА, доходов, грузопотоков. Нестабильность сегмента особенно проявляется в колебаниях осредненных показателей массы и стоимости запуска единичного КА. Ожидается рост интенсивности запусков таких КА в 3–4 раза в следующие 10 лет, что связано прежде всего с проектами развертывания и поддержания многоспутниковых систем коммерческого назначения. К ним относятся реализуемые или заявленные проекты «мегасозвездий» широкополосной связи (OneWeb, Starlink, Telesat, LeoSat, Kuiper и др.), десятки проектов КС дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), мониторинга и предупреждения о чрезвычайных ситуациях, сбора и передачи данных для сервисов IoT (Internet of Things — Интернет вещей), M2M (Machine to Machine — межмашинный информационный обмен), AIS (Automatic Identification System — автоматическая идентификация) и др.

Низко- и среднеорбитальные системы строятся преимущественно на базе ОГ с малыми КА массой менее 500 кг. Эта сфера под влиянием новых технологий быстро прогрессирует, особенно в направлении миниатюризации. В частности, на смену существующим КА ДЗЗ в популярной размерности по массе 150...200 кг приходят ОГ с микроспутниками в несколько раз легче, но с даже более широкими возможностями. Съемка высокого разрешения уже выполняется наноспутниками, из которых формируются ОГ для практически непрерывного наблюдения из космоса. Радарные КА ДЗЗ с массой всего 100 кг демонстрируют возможность всепогодной круглосуточной съемки сверхвысокого разрешения.

Наряду с факторами, сдерживающими спрос на геостационарные КА, следует учитывать факторы, способствующие его оживлению. Поступление основных доходов от услуг спутниковой связи все еще ожидается благодаря КА на ГСО, в том числе до 86 % доходов рынка HTS-связи в период до 2028 г. [2]. При этом для большинства операторов все актуальнее становятся проблемы обновления своих геостационарных ОГ.

Проекты широкополосных «мегасозвездий» вступают в критическую фазу с высокими техническими и экономическими рисками. Отдельные проектные решения и показатели оценивают как теоретически предельные для реализации в сложившихся условиях. Задержки по этим проектам могут возратить интерес к геостационарным КС.

Некоторые операторы рассматривают концепции гибридных сетей на основе взаимодействия геостационарных и негеостационарных ОГ с объединением досто-

инств обоих типов. Реализация гибридных концепций будет способствовать поддержанию спроса на геостационарные КА. На фоне прогресса технологий проявляется интерес к концепции сокращения САС (в ~2 раза) при адекватном снижении инвестиций. Ускоренное обновление ОГ на ГСО должно предотвратить убыточную эксплуатацию устаревающих КА и добавить заказы на новые спутники. Альтернативная концепция увеличения САС за счет обслуживания на орбите нуждается в подтверждении эффекта. В случае же успеха демонстрационных миссий, а также при условии готовности к таким инновациям спутниковых операторов поступят заказы как на КА, пригодные к обслуживанию на ГСО, так и на специальные обслуживающие КА.

В исследованиях перспектив развития СВ с учетом отмеченных факторов неопределенности целесообразно рассматривать различные варианты будущего спроса на пусковые услуги, отличающиеся объемами и сценариями запусков КА в сегментах МРПУ. Заказчикам пусковых услуг доступны широкие возможности выведения КА, включая целевые запуски на орбиты любого типа, групповое и попутное выведение, запуски микро- и наноспутников с борта космического корабля или Международной космической станции. На фоне расширения мирового парка СВ и обострения конкуренции между операторами СВ ожидается сохранение тенденции к дальнейшему снижению цен на МРПУ.

Литература

- [1] Медведев А.А. Инновационные подходы при создании ракетно-космической техники. Унификация как проектный параметр управления эффективностью. М.: Доброе слово, 2019. 396 с.
- [2] Kasaboski D. What if LEO Constellations Fail? // Northern Sky Research, Cambridge, USA, 20.08.2019. URL: <https://www.nsr.com/> (дата обращения 01.10.2019).

ON THE CHANGE IN DEMAND IN THE LAUNCH SERVICES MARKET UNDER INFLUENCE OF SPACE TECHNOLOGY PROGRESS

A.A. Medvedev

I.I. Kuznetsov

I.A. Birkin

S.P. Zatserkovny

V.S. Yurchenko

birkinia@tsniimash.ru

Central Research Institute for Machine Building

Estimates of global demand for space launch vehicles and its changes in the forecast period are given. The influence of space technology advances on the prospects for the development of satellite constellations and other factors, determining the demand in the main launch services market segments, are considered.

РАЦИОНАЛЬНЫЕ СПОСОБЫ СПАСЕНИЯ ОТРАБОТАВШИХ НИЖНИХ СТУПЕНЕЙ В СОСТАВЕ РКН «АНГАРА» МОДУЛЬНОГО ТИПА ДЛЯ УМЕНЬШЕНИЯ ЦЕНЫ ПУСКОВ И ИСКЛЮЧЕНИЯ РАЙОНОВ ПАДЕНИЯ

А.А. Медведев¹

С.В. Кузнецов²

Д.В. Пена²

В.Д. Володин²

О.А. Барыбин²

А.В. Белик²

¹ ФГУП ЦНИИМаш, г. Королёв, Московская обл.

² АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» — КБ «Салют», г. Москва

Анализируются способы спасения отработавших первых ступеней (ОПС) в составе РКН «Ангара» — легкого (А1.2), среднего (А3) и тяжелого (А5) классов [1], включающих от первого (А1.2) до четырех (А5) унифицированных ракетных модулей (УРМ-1) с маршевым двигателем РД191, которые разработаны как одноразовые. В статье [4] для рассматриваемых РН отмечена проблематичность использования парашютного способа и обоснованы наиболее рациональные.

1. Самолетный способ спасения УРМ-1 в формате многоразового возвращаемого крылатого ракетного блока (МВКРБ) «Байкал» (далее Б-1) [2] на основе принципов: а) спуск, возврат и посадка носовым отсеком по потоку с воздушно-реактивным двигателем (ВРД) внутри отсека для возврата; б) дозвуковое крыло, разворачиваемое в поток на высоте $h \approx 90$ км, с прохождением диапазона $M = 6...1,2$ в статически неустойчивом положении с мощной РСУ; в) посадка с углом тангажа $\gamma < 8^\circ$ с возможным соударением хвостовой части с ВПП аэродрома.

В [4] отмечен ряд проблемных вопросов: а) отсутствие механизмов посадки на одну полосу более 1-го Б-1; б) адаптация Б-1 с увеличенной длиной к кабель-заправочной башне (КЗБ), спроектированной для одноразовых РН.

2. Ракетодинамический способ, развиваемый для спасения 1-й ступени РН Falcon 9FT (комп. Spase X- Э. Маск- США) [5]. В [4, 7] отмечено, что использование этого способа: а) возможно для спасения связки из пяти УРМ-1 в составе РКН А5В с водородной 3-й ступенью с импульсом для мягкой посадки за счет РД191 в центральном бло-

ке с темпом торможения $\bar{P} = 0,38 P_{\text{ном}} / (mg)_{\text{сух}} \approx 1,6$ по аналогии с РН Falcon 9FT [5]; б) проблематично при спасении одиночных УРМ-1 из-за большого темпа торможения $\bar{P} \approx 6,5$ при мягкой посадке.

3. Комбинированный способ спасения одиночных УРМ-1М [4] с мягким подхватом сеткой наземного батутного комплекса (НБК) с использованием принципов: а) спуск экранированным хвостом по потоку в статически устойчивом положении с выключенным РД191; б) система управления (СУ) с бесплатформенной инерциальной навигационной системой (БИНС), коррекцией от ГЛОНАСС; в) аэрогазодинамическое управление по аналогии с [3] с использованием компактной РСУ, четырех отклоняемых в диапазоне $M = 8, ..., 1,3$ балансировочно-тормозных щитков (БТЩ) и четырех поворотных традиционных или решетчатых рулей по аналогии с [5]; г) торможение первым каскадом из двух РДТТ в диапазоне $h \approx (4 \text{ км}, ..., 50 \text{ м})$ и $V \approx (240, ..., 30) \text{ м/с}$; д) вход каждого УРМ-1М вершиной экрана-пирамиды в ячейку $b = 3,5 \text{ м} \times 3,5 \text{ м}$ своей сетки $l = 50 \text{ м} \times 50 \text{ м}$ НБК стационарного формата на опорах высотой $\approx 20, ..., 23 \text{ м}$; е) торможе-

ние вторым каскадом из двух РДТТ и упругостью сетки в момент зависания УРМ-1М в ней на раскладных крюках.

В связи с появлением новых результатов по спасению ОПС предлагается развитие способов по пп. 1–3. Это результаты: а) «НПО Энергомаш» по новому двигателю РД195 на 25 полных полетных циклов на основе РД191 с улучшенными энергетическими характеристиками; б) Э. Маска по спасению ОПС РН Falcon 9FT [5], в которых поворотные решетчатые рули модифицированы для работы при нагревании до 1000 °С в диапазоне $M = 6...1,2$ при спуске, который проходит и Б-1 (п. 1); в) ЭМЗ им. М.В. Мясничева по отработке на летающих демонстраторах МВКРБ типа Б-1; г) моделирования ракетодинамического спуска ОПС РН Союз-5, Союз-7 с торможением первым каскадом РДТТ и с проблемой стабилизации вертикали при торможении вторым каскадом РДТТ для мягкой посадки на опоры; д) Комп. Boeing- США по разработке системы выведения легкого класса с вертикальным стартом XS-P с первой ступенью самолетного формата со стационарным гиперзвуковым крылом [6] и возможностью посадки на аэродром в районе старта.

Для дальнейшей проработки предлагается следующее:

- Развитие самолетного способа по п.1 в нескольких форматах Байкал-2, -3, -4, Амур-1 (далее Б-2, Б-3, Б-4 и А-1):

- в формате Б-2, где в отличие от Б-1, реализуются: а) полет хвостовой частью с двигателем РД191 по потоку с экранированием его гранями пирамиды по аналогии со способом п. 3 в статически устойчивом положении с менее мощной РСУ; б) ВРД для возврата и посадки, развернутый в носовом отсеке на 180°; в) отклоняемые БТЩ по способу п. 3 в передней части УРМ-1 для торможения и управления в диапазоне $M \approx 6...4,2...1,2$ с положением крыла вдоль корпуса, что приведет к увеличению участка возврата, но позволяет его частично сократить за счет поворота вектора скорости БТЩ; г) поворот прямого крыла в рабочее положение на $M \approx 1,1, ..., 0,9$ без угрозы разрушения от газодинамических нагрузок в свете результатов по усилению поворотных решетчатых рулей на ОПС способа [5] для работы при нагреве до 1000 °С в этом же диапазоне $M < 6$; д) поворот БТЩ при $M \approx 1,2...0,9$ на 90° в формат поворотного оперения с использованием единых рулевых приводов;

- в формате Б-3 с ВРД по бокам УРМ-1 между крылом и БТЩ с тягой параллельно продольной оси Б-3 с сохранением достоинств Б-2 и дополнительными «плюсами»: а) нет потерь тяги от ВРД и возмущающего момента от нее; б) сохраняется длина штатного УРМ-1, что не требует доработки КЗБ; в) реализуется посадочный угол тангажа $\gamma > 12^\circ$ за счет сдвига стоек шасси и ВРД к носовой части УРМ-1 для более надежной посадки;

- в формате Б-4 — с ВРД по бокам УРМ-1 над поворотным гиперзвуковым крылом-низкоплан с теплозащитой несущей поверхности и управляющих органов крыла, которое может использоваться на участке выведения для увеличения выводимой ПН, а после разделения поворачивается на 180° на высотах 100...85 км в положение для спуска. В схеме Б-4 реализуются достоинства Б-3 и дополнительные «плюсы»: а) маневр торможения за счет гиперзвукового крыла и отклоняемых БТЩ с уменьшением участка возврата за счет обоих факторов; б) расположение баков с топливом в зоне крыла ближе к ВРД; в) возможность бездвигательной посадки за счет 1-го включения РД191 для торможения горизонтальной скорости и создания начальной скорости для возврата на аэродром в районе старта;

- в формате А-1 со стационарным гиперзвуковым крылом по аналогии с РКН XS-P [6], которое используется на участках выведения, спуска, возврата и посадки носом по потоку с экранированием его раскладными гранями. Схема позволяет реализовать бездвигательную посадку на аэродром: а) в плоскости полета при наличии аэродрома с повышенной ПН; б) в районе старта за счет создания условий возврата за счет первого включения двигателя РД191 с уменьшением ПН.

Потеря выводимой ПН для всеазимутальной РН А1.2-В в этих способах оценивается величиной 57...65 %. Тем не менее самолетные способы: а) дают указанным РН качество всеазимутальности с облегчением проблем отведения районов падения (РП) для двух ступеней и створок ГО; б) могут быть рациональными при частых (до 6...10 в год) пусках РН А1-В, А1.2-В для выведения мини-КА типа ДЗЗ [6].

- Развитие ракетодинамического способа по п. 2 спасения связи из пяти УРМ-1 в составе РН А5В с водородной 3-й ступенью [7]. Предложения даны в [4] и касаются минимизации углов атаки и нагрузок при спуске в диапазоне $M < 10$ за счет четырех БТЩ в дополнение к поворотным решетчатым рулям и реализации двух импульсов двигателями в боковых блоках поочередно с созданием защитного купола аналогично [5] и импульсом для мягкой посадки аналогично схеме [7]. Потеря выводимой ПН для РН А5В в этом способе оценивается величиной ≈ 35 % для стационарного посадочного комплекса в семи км от Татарского пролива в штатном РП для ОПС РН А1.2, А5, что может быть рентабельным при спасении 5 УРМ-1.

- Развитие комбинированного способа спасения одиночных УРМ-1М по п. 3 с необходимостью проработки двух типов посадочных НБК: а) стационарного НБК с размерами сетки $\approx 50 \times 50$ м, располагаемого в зоне посадочного комплекса для «связки» из пяти УРМ-1 [7]; б) подвижного НБК с сеткой $\approx 15 \times 15$ м за счет перемещения НБК по двум координатам. Использование подвижного НБК в первую очередь необходимо для надежной экспериментальной отработки спасения УРМ-1М: а) на первом этапе в фазе мягкого подхвата сеткой НБК на массовых макетах (1 : 1) после сброса с вертолета, затем — на дешевых демонстраторах в масштабах 1 : 2 и 1 : 1 при сбросе с вертолета; б) на втором этапе — путем сброса демонстратора (1 : 1) со штатной механизацией и автоматизацией из-под крыла грузового самолета типа Ил-76МФ в диапазоне $V_{гор} < 250$ м/с; в) на третьем этапе — спасение летающего демонстратора в составе РН А1.2 в штатном диапазоне скоростей спуска. Способ прогнозируется как наиболее надежный и дает возможность: а) спасения до четырех УРМ-1 в любых погодных условиях без включения двигателя РД191 при спуске и посадке; б) размещения большой массы средств спасения на НБК вместо УРМ-1М; в) реализации мягкого подхвата каждого УРМ-1М своей сеткой НБК без жесткой стабилизации вертикали и проблем с разбросами тяги РДТТ. Потеря выводимой ПН в этом способе минимальна по сравнению с другими и предварительно оценивается величиной 17, 9, 10 % для РН А1.2, А3 и А5 соответственно, что позволяет рассмотреть возможность возврата одиночных УРМ-1М на подвижный НБК в районе старта с увеличением потерь ПН до допустимых пределов 35...40 %.

Литература

- [1] Медведев А.А. Унификация как средство повышения эффективности ракетно-космической техники // Российская энциклопедия CALS. Авиационно-космическое машиностроение / гл. ред. А.Г. Братухин. М.: ОАО «НИИАСК», 2008. С. 125–149.
- [2] Закарян С.М. Оружие России. Новости // Космос. 20.07.16. Интервью с А.А. Медведевым.
- [3] Бобылев А.В., Глушков Н.Н., Свириденко Ю.Н., Ярошевский В.А. и др. Анализ путей уменьшения размеров районов падения отделившихся ускорителей ракет-носителей с гиперзвуковыми скоростями входа в атмосферу / ЦАГИ. Всероссийская НТК. Сборник трудов. Т. 2. 1998.
- [4] Медведев А.А., Кузнецов С.В., Володин В.Д., Барыбин О.А., Белик А.В. Экспертный анализ возможных способов спасения отработавших первых ступеней в составе РКН «Ангара» тяжелого, среднего и легкого классов для повторного использования с целью уменьшения цены пусков // Авиакосмическая техника и технология. 2018. № 1.
- [5] Афанасьев И.. Первый полет обновленного «Фолкона» // Новости космонавтики. 2013. № 11. Последняя модификация Falcon 9 // Новости космонавтики. 2018. № 07.
- [6] Афанасьев И. США о предстоящей войне в космосе // Новости космонавтики. 2018. № 01.

- [7] Медведев А.А. Предложения по повышению конкурентоспособности ракет-носителей среднего и тяжелого классов за счет применения многоразовых элементов в отечественных средствах выведения // Космонавтика и ракетостроение. ЦНИИМаш. 2018. № 3 (102).

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ РАЗРАБОТАННОГО БЕЗЗАЗОРНОГО РОЛИКОВИНТОВОГО МЕХАНИЗМА

А.Г. Варочко¹

Д.К. Драгун²

Д.С. Блинов²

А.С. Носов¹

dmitriyblinov@mail.ru

alekstambov@mail.ru

¹АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

²МГТУ им. Н.Э. Баумана

Разработан и запатентован новый безззорный планетарный роликовинтовой механизм, который превосходит известные аналогичные механизмы по нагрузочной способности на 80%, а по ресурсу — в 4 раза. Работа посвящена экспериментальным исследованиям разработанного механизма для подтверждения теоретических моделей и результатов и определения его эксплуатационных характеристик, а также рациональных областей применения.

Планетарные роликовинтовые механизмы (ПРВМ), являющиеся на сегодняшний день наиболее перспективными преобразователями вращательного движения в поступательное движение, подразделяются на различные подклассы.

Объектом исследования являются механизмы, относящиеся к подклассу безззорных ПРВМ. Следует отметить, что собрать любой ПРВМ без зазоров невозможно. Поэтому исследуемый механизм собирается с зазорами, а затем зазоры выбираются различными способами. Известные конструкции безззорных ПРВМ обладают высокой точностью и жесткостью, но низкой нагрузочной способностью и долговечностью. Если сравнить безззорный ПРВМ с механизмом такого же типоразмера, имеющим осевые зазоры, то безззорный ПРВМ проигрывает механизму с зазорами почти в 2 раза по нагрузочной способности и в 7–8 раз — по ресурсу [1]. Этот недостаток безззорного ПРВМ объясняется особенностью его конструкции и способа компенсации зазоров. Его гайка выполняется в виде двух полугаек, между которыми устанавливают компенсатор. Полугайки сжимают силовым механизмом. Они, сближаясь вдоль оси, перемещают ролики в радиальном направлении до контакта с винтом и выбирают зазоры в сопряжениях с роликами и в сопряжениях роликов и винта. Кроме того, указанные сопряжения нагружаются предварительной сжимающей силой. При этом витки полугаек взаимодействуют с противоположными сторонами витков ролика. Поэтому осевую рабочую силу воспринимает только одна полугайка, что и приводит к снижению в 2 раза нагрузочной способности механизма.

На основании обзора известных конструкций безззорных ПРВМ, анализа их достоинств и недостатков были разработаны новый способ компенсации зазоров и конструкция, в которой он реализован [2]. На конструкцию разработанного безззорного ПРВМ получен патент на изобретение [3].

В отличие от известных конструкций безззорных ПРВМ в разработанном механизме гайка выполнена в виде цельной тонкостенной детали, все витки которой воспринимают нагрузку со стороны роликов. Отсюда выше нагрузочная способность и ресурс разработанного ПРВМ.

В новом способе компенсации зазоров между резьбовыми деталями используется силовой механизм со специальной разрезной цангой, которая деформирует тонкостенную гайку в радиальном направлении, выбирая зазоры между всеми сопрягаемыми витками роликов с винтом и гайкой.

После выполнения теоретических исследований были разработаны и изготовлены опытные образцы нового механизма, модели его деталей, экспериментальные стенды и установки. Важнейшие детали опытных образцов были подвергнуты метрологическому контролю с помощью аттестованных средств измерения. Было установлено, что контролируемые размеры и параметры деталей механизма находятся в пределах полей допусков или технических требований, указанных на чертежах.

Первая задача экспериментальных исследований заключалась в подтверждении теоретических моделей и результатов. С помощью специальных стендов определялось деформированное состояние разрезной цанги, а затем деформированное состояние тонкостенной гайки под действием радиальной сжимающей нагрузки. Качественно подтверждены результаты теоретических расчетов.

Вторая задача экспериментальных исследований заключалась в определении эксплуатационных характеристик разработанного механизма. Важнейшим параметром беззазорного ПРВМ является точность, для исследований которой проводился целый комплекс исследований, а также определялось влияние на характеристики точности целого ряда параметров (приработки, рабочей температуры, комплектности опытного образца и т. д.). Для определения кинематической погрешности (различия между действительным и расчетным положениями выходного звена механизма без нагрузки) было выполнено 100 циклов, состоящих из рабочего перемещения выходного звена на расстояние 200 мм, снятия показания в конечной точке и холостого обратного хода выходного звена. Все 100 полученных измерений укладываются в диапазон –6...–12 мкм (разность 6 мкм), что подтверждает высокую точность разработанного механизма.

Аналогичным испытаниям подвергался опытный образец при действии на него различной осевой силы (наибольшая сила составляла 14,6 кН). Разность показаний за 100 циклов составила 9 мкм, т. е. точность опытного образца незначительно изменилась.

Было установлено положительное влияние на точность опытного образца приработки, которую рекомендуется проводить как технологическую операцию с последующей регулировкой, перед началом эксплуатации механизма. Точность разработанного беззазорного ПРВМ выше точности известного аналогичного механизма на 10...15 %.

Вторым важнейшим параметром беззазорного ПРВМ является жесткость. Она исследовалась с различной комплектацией опытного образца до начала экспериментов и после всех экспериментальных исследований и ресурсных испытаний. Во втором случае она повысилась на 5 ... 8 % предположительно из-за приработки резьбовых деталей.

Из-за того что в сопряжении корпус-цанга и цанга-гайка имеются зазоры, исследовалась радиальная жесткость опытного образца и монолитной детали, копирующей форму и размеры опытного образца. Определялся КПД опытного образца, проводились его ресурсные испытания, во время которых исследовалось влияние работы механизма на окружающую среду и другие эксперименты. В итоге можно констатировать, что разработанный беззазорный ПРВМ незначительно превосходит по исследуемым параметрам известные аналоги.

Литература

- [1] Блинов Д.С. Планетарные роликовинтовые механизмы. Конструкции, методы расчетов / под ред. О.А. Ряховского. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2006. 222 с.

- [2] Блинов Д.С., Егоров О.В., Носов А.С. Обзор известных конструкций беззазорных планетарных роликвинтовых механизмов и разработка новых конструкций с цельной тонкостенной гайкой // Справочник. Инженерный журнал. 2018. № 12. С. 17–26.
- [3] Варочко А.Г., Блинов Д.С., Носов А.С. Устройство для преобразования вращательного движения в поступательное движение. Патент на изобретение РФ № 2610747, Б.И. 2017. № 5. 12 с.

EXPERIMENTAL RESEARCH OF THE DEVELOPED BACKLASH-FREE ROLLER SCREW MECHANISM

A.G. Varochko¹

D.K. Dragun²

D.S. Blinov²

A.S. Nosov¹

dmitriyblinov@mail.ru

alekstambov@mail.ru

¹ Khrunichev State Research Space and Production Center

² Bauman Moscow State Technical University

A new backlash-free planetary roller screw mechanism, which surpasses the known similar mechanisms by 80 % in load capacity, and four times in life-cycle, has been developed and patented. The work is devoted to experimental researches of the developed mechanism in order to confirm theoretical models and results and determine its operational characteristics, as well as rational fields of application.

ВОЗМОЖНОСТИ ОПТИМИЗАЦИИ ПРОЦЕДУР АНАЛИТИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ РЕЗУЛЬТАТОВ ИСПЫТАНИЙ ИЗДЕЛИЙ РКТ

А.А. Белкин

Д.Б. Данилов

К.В. Усенко

andrey.belkin@yahoo.com

АО «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева»

Использование традиционных технологий обработки значительных массивов экспериментальных данных предполагает применение классического программного обеспечения систем управления базами данных (СУБД), например Oracle, SQL Server, MySQL, PostgreSQL и др. При этом сформировавшиеся еще в 70-х гг. XX в. способы представления хранимой информации на 90 % основаны на реляционной модели данных [1].

Несмотря на широкое распространение и значительное удобство вышеуказанного способа организации данных, он имеет ряд существенных недостатков. Рассмотрены проблемные вопросы формирования аналитических процедур для обработки результатов испытаний изделий РКТ при использовании традиционных СУБД. Приведены примеры неоптимального сценария обработки экспериментальных данных. Показаны возможности оптимизации процедур аналитической обработки результатов испытаний изделий РКТ на основе специфической технологии вертикальной организации БД (на примере СУБД Vertica).

При традиционном способе хранения информации выполняется в виде таблиц, кортежи атрибутов доменов которых реализуют вариативность синтеза минимальной

единицы хранимой информации в виде горизонтальной последовательности элементов — записи. Практически любые запросы к такого вида таблицам предполагают извлечение из долговременной памяти ЭВМ всей записи целиком, даже если целевой атрибут определен всего на одном домене [2].

Для ускорения выполнения нетривиальных SQL-запросов в большинстве случаев целесообразно использование технологии индексирования таблиц, при этом количество индексов тем больше, чем большее количество измерений исходной таблицы задействуется в запросе. Результатом такого подхода является увеличение избыточности хранимых данных, что в совокупности с большим потоком извлекаемых для выполнения запроса записей препятствует эффективной реализации аналитических запросов к БД, имеющей разветвленную структуру взаимосвязанных таблиц, содержащих несколько Гб данных.

Для решения вышеозначенных проблем в различных отраслях человеческой деятельности разработаны и имеют успешное применение так называемые колоночные базы данных, формирование записей в которых проводится в отличие от традиционных БД не в строках, а в столбцах (колонках). Такой способ организации данных позволяет получить 5–7-кратный прирост производительности запросов к БД только за счет формирования структуры БД, наиболее полно учитывающей физические особенности технологии хранения данных в ЭВМ [3].

Анализ проблемных вопросов реализации технологии колоночных БД показал целесообразность разделения процессов собственно регистрации результатов испытаний, при которой вертикальные БД имеют низкую скорость записи новых данных, значительно уступая традиционным БД, и аналитической обработки данных, которая наилучшим образом раскрывает все преимущества вертикальной организации данных.

Таким образом, совместное использование вертикальных баз данных в качестве хранилища данных, а традиционной БД в качестве источника структурированных данных в составе универсальной информационно-аналитической системы испытаний изделий РКТ позволит в значительной мере улучшить качество и быстродействие процедур оперативного и многокритериального параметрического анализа результатов комплексных испытаний опытных образцов и летных изделий РКТ.

Литература

- [1] http://www.nic-rkp.ru/doc/book_004.pdf
- [2] Дейт К.Дж. Введение в системы баз данных = Introduction to Database Systems. 8-е изд. М.: Вильямс, 2005. 1328 с.
- [3] http://citforum.ru/database/articles/column_vs_row_store/2.shtml

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К ОЦЕНКЕ КОНТРОЛЬНЫХ УРОВНЕЙ КОЭФФИЦИЕНТА ГОТОВНОСТИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ КОСМИЧЕСКИХ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

В.В. Гончаров
Ю.Л. Клименко
А.А. Кучеров

info@niiks.com

НИИ КС имени А.А. Максимова — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Рассматривается методический подход к оценке контрольных уровней коэффициента готовности перспективных космических ракетных комплексов, основывающийся на использовании точечной оценки коэффициента готовности; интервальной оценки

коэффициента готовности; методики, учитывающей временное резервирование, имеющееся при эксплуатации космических ракетных комплексов. Предлагаемый методический подход иллюстрируется на примере оценки контрольного уровня коэффициента готовности стартового комплекса ракетно-космического комплекса «Рокот».

Решение задачи подтверждения выполнения высоких требований к коэффициенту готовности КРК связано с разработкой методического подхода к оценке коэффициента готовности, позволяющего получать как точечные, так и интервальные оценки данного показателя с повышенной точностью. В настоящее время отсутствуют методики, позволяющие подтвердить высокие требования к заданному показателю надежности с требуемым уровнем доверия. В связи с этим требуется разработка такого подхода к оценке контрольных уровней коэффициента готовности.

Предлагаемый методический подход к решению задачи основывается на использовании точечной оценки коэффициента готовности; интервальной оценки коэффициента готовности; методики, учитывающей временное резервирование, имеющееся при эксплуатации космических ракетных комплексов (КРК).

Приводится выражение для стационарного коэффициента готовности КРК через интенсивность отказов и интенсивность восстановления. Приводится оценка соответствующих интенсивностей методом несмещенных оценок, который позволяет проведение таких оценок даже при отсутствии отказов при испытаниях. Далее оценивается нижняя доверительная граница коэффициента готовности.

Учитывая, что при эксплуатации современных КРК между работами по подготовке КРК к пуску имеются периоды времени, свободные от работ, это избыточное для КРК время может быть использовано для восстановления работоспособности, обнаружения и локализации отказов, технического обслуживания, что позволяет отнести такие КРК к системам с временным резервированием (СВР).

Для СВР нарушение работоспособности необязательно сопровождается отказом системы даже при последовательном соединении элементов, так как есть возможность восстановить работоспособность за резервное время. Отказ СВР — событие, заключающееся в нарушении работоспособности, имеющем недопустимые последствия или не устраненном за допустимое время. Иначе говоря, отказ СВР — событие, приводящее немедленно или с некоторой задержкой к срыву функционирования, срыву выполнения задания. Для установления признаков отказа СВР необходимо вести статистику потерь времени.

С целью учета временной избыточности при оценке контрольных уровней коэффициента готовности рассматриваемый КРК представляется как система в виде одного восстанавливаемого элемента, в котором предусмотрено использование пополняемого резерва времени.

Для проведения расчетов коэффициента готовности такой СВР необходимо знание вида законов распределения следующих случайных величин: наработки между отказами; времени восстановления работоспособности, резерва времени соответственно. Представляя законы распределения эмпирическими функциями распределения соответствующих величин, записывается общая формула для оценки коэффициента готовности системы при произвольных законах распределения вышеупомянутых величин.

Для используемых эмпирических законов распределения записывается также выражение оценки вероятности.

Для иллюстрации предлагаемого методического подхода оценен контрольный уровень коэффициента готовности (на примере стартового комплекса ракетно-космического комплекса (РКК) «Рокот»).

Значение коэффициента готовности РКК «Рокот» на различных этапах функционирования было установлено на уровне 0,97. Также было установлено значение кон-

трольного уровня коэффициента готовности РКК «Рокот» для этапа летных испытаний: не менее 0,94 при доверительной вероятности 0,8.

Для корректной оценки заданного показателя надежности РКК «Рокот» наряду с утвержденными методиками использованы методы точечной и интервальной оценки коэффициента готовности, учитывающие временное резервирование, имеющееся при эксплуатации РКК «Рокот». Полученные по данным методикам оценки предложено считать подтвержденными значениями коэффициента готовности РКК «Рокот» по результатам летных испытаний и последующих пусков.

Получены следующие оценки коэффициента готовности: не менее 0,97 при доверительной вероятности 0,8, что соответствует требованиям тактико-технического задания (ТТЗ) и значению контрольного уровня для этапа летных испытаний РКК «Рокот». Данный результат свидетельствует о подтверждении требования ТТЗ к коэффициенту готовности РКК.

METHODOLOGICAL APPROACH TO THE EVALUATION OF CONTROL LEVELS, THE AVAILABILITY OF ADVANCED SPACE ROCKET COMPLEXES

V.V. Goncharov
Yu.L. Klimenko
A.A. Kuchеров

info@niiks.com

RI CS named after A. A. Maksimov — branch of JSC “SRPASC. M. V. Khrunichev”

Discusses a methodological approach to the evaluation of the master levels of the coefficient of readiness of advanced space rocket complexes based on the use of point estimates of the coefficient of readiness; interval estimation of the coefficient of readiness; methods that take into account temporal redundancy existing in the operation of space rocket complexes. The proposed methodological approach is illustrated by the example of assessing the master level of the readiness coefficient of the launch complex of the space rocket complex «Rokot».

МЕТОДОЛОГИЯ ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЕЙ БЕЗОПАСНОСТИ ВДОЛЬ ТРАСС ЗАПУСКА И В РАЙОНАХ ПАДЕНИЯ ОТДЕЛЯЕМЫХ ЧАСТЕЙ С ПРИВЛЕЧЕНИЕМ ГЕОИНФОРМАЦИОННЫХ СИСТЕМ И ДАННЫХ ДИСТАНЦИОННОГО ЗОНДИРОВАНИЯ ЗЕМЛИ

В.В. Гончаров¹
В.Д. Куреев¹
М.Ю. Михайлов²
И.В. Малацон²
В.В. Спиридонов²
Л.В. Кротова²
А.А. Зубов²

info@niiks.com

¹ НИИ КС им. А.А. Максимова — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

² 1 ГИК МО РФ

Рассматривается задача разработки и использования методической базы обработки тематической информации о распределении населения, движении морских и воздушных

судов с привлечением геоинформационных систем и данных дистанционного зондирования Земли в интересах полетной и экологической безопасности космической деятельности.

В докладе представлена научная задача разработки и использования методической базы обработки тематической информации о распределении населения, движении морских и воздушных судов с привлечением геоинформационных систем и данных дистанционного зондирования Земли в интересах полетной и экологической безопасности космической деятельности.

Рассмотрены назначение, область применения и основные положения методологии оценки показателей безопасности вдоль трасс запуска и в районах падения отделяемых частей с привлечением геоинформационных систем и данных дистанционного зондирования Земли.

Отмечено, что для решения задач оценки и контроля безопасности космической деятельности по отношению к населению, проживающему в непосредственной окрестности трасс запуска и районов падения отделяющихся частей космических средств необходима актуальная информация о распределении населения на достаточно глобальных участках территории земного шара. Причем очень важно иметь актуальную информацию как по долгопериодическим устойчивым трендам о количестве и месте распределения населения, так и по короткопериодическим флюктуациям (например, в течение суток) указанных характеристик.

Отмечено, что при оценке безопасности в качестве показателей риска, как правило, используются:

- показатели индивидуального риска (вероятность поражения людей);
- показатели коллективного риска (математическое ожидания числа поражений людей).

Приведен подробный анализ существующей методической базы на примерах в практике работ отечественных ведущих предприятий космической отрасли и аналогичных работ за рубежом.

Сделан вывод, что в целях уточнения и применения демографических данных в космической деятельности и других сферах, включая задачи экологической безопасности, крайне актуальной является разработка отечественных аналогов глобальной базы данных по распределению населения, с дополнением данными о движении морских и воздушных судов в интересах полетной и экологической безопасности космической деятельности на основе тематической информации с привлечением геоинформационных систем и данных дистанционного зондирования Земли, методического, программного обеспечения, согласования интерфейсов при передаче информации и решение задач оценки и контроля безопасности населения, персонала и пассажиров морских и воздушных судов на основе комплексного использования тематической информации, геоинформационных систем и первичной информации с космических аппаратов дистанционного зондирования Земли.

METHODOLOGY FOR ASSESSING SAFETY INDICATORS ALONG THE LAUNCH ROUTES AND IN THE FALL AREAS OF DETACHABLE PARTS USING GEOINFORMATION SYSTEMS AND EARTH REMOTE SENSING DATA

V.V. Goncharov¹

info@niiks.com

V.D. Kireev¹

M.Yu. Mikhailov²

I.V. Malation²

V.V. Spiridonov²

L.V. Krotova²

A.A. Zubov²

¹ RI CS named after A.A. Maksimov — branch of JSC "SRPASC. M. V. Khrunichev"

² 1-st STC MOD RF

The problem of development and use of methodical base of processing of thematic information on distribution of the population, movement of sea and aircraft with involvement of geoinformation systems and data of remote sensing of the Earth in interests of flight and ecological safety of space activity is considered.

ИНТЕНСИФИКАЦИЯ ПРОЦЕССА НАПОЛНЕНИЯ ПОЛОСТЕЙ ГАЗОМ ПРИ ПНЕВМОВАКУУМНЫХ ИСПЫТАНИЯХ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

A.P. Алиев

And_88_99@mail.ru

E.M. Халатов

kba@khrunichev.ru

КБ «Арматура» — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Рассматривается новая методика наполнения полостей изделий ракетно-космической техники при проведении пневмовакуумных испытаний. Предложенная методика обеспечивает сокращение длительности и трудоемкости процесса наполнения и, соответственно, уменьшение времени подготовки изделий к пуску. Рассмотрены результаты численного эксперимента, подтверждающие эффективность предлагаемой методики наполнения.

Пневмовакуумные испытания изделий ракетно-космической техники (РКТ), проводимые на технических позициях космодромов, являются обязательным этапом процесса предстартовой подготовки. В ходе таких испытаний изделие помещают в вакуумную камеру, из которой откачивают воздух. Полости изделия поочередно наполняют безопасным для конструкции и не вызывающим коррозию контрольным газом и по интенсивности его утечки в объем камеры судят о герметичности изделия. Наиболее ответственная операция при этом — наполнение полости контрольным газом. Наполнение газом замкнутой полости, помимо роста давления, сопровождается и ростом температуры газа. Ввиду этого контрольный газ в полость подают с перерывами (выдержками) для его охлаждения за счет теплообмена со стенкой изделия, обеспечения равномерного распределения температуры по объему стенки изделия и стабилизации давления газа в полости [1, 4]. Такой способ наполнения можно считать типовым, он характерен для ручного регулирования процесса, отличается значительными за-

тратами времени и высокой трудоемкостью. Совершенствование способа наполнения и автоматизация процесса позволят сократить длительность и трудоемкость операции наполнения изделий контрольным газом.

С целью уменьшения времени наполнения полостей изделий был разработан новый способ наполнения. Суть его заключается в том, что после достижения допустимого значения температуры процесс наполнения не прекращается, а продолжается с расходом, регулируемым по величине отклонения между текущим и максимально допустимым значением температуры газа в полости. При этом температура газа в полости автоматически стабилизируется на постоянном уровне. Такая стабилизация температуры газа в полости обеспечивает максимальную разницу температур между газом и материалом полости, а следовательно, максимальную интенсивность теплообмена. Результатом этого является существенное уменьшение времени наполнения. На предложенный способ наполнения получен патент на изобретение [4].

Результаты серии численных экспериментов подтвердили эффективность нового способа наполнения изделий сжатым газом. Время наполнения полостей, учитывая все предъявляемые к процессу наполнения требования и ограничения, при реализации нового способа сокращается для рассмотренного в работе примера — в 2,2 раза. Данный эффект получен за счет интенсификации теплообмена контрольного газа с материалом стенок наполняемой полости. Помимо существенного ускорения процесса наполнения, предложенный способ исключает значительные колебания температуры газа в полости и напряжений внутри материала изделия, снижает время и трудоемкость процесса наполнения [2, 3].

Разработанный способ наполнения емкостей сжатым газом лег в основу методики наполнения полостей изделий РКТ при проведении пневмовакуумных испытаний. Анализ отечественных и зарубежных патентов и публикаций по тематике исследований показал, что предложенные методика и способ наполнения могут быть востребованы при формировании технологии проведения испытаний на герметичность изделий химического и нефтегазового машиностроения, холодильной, авиационной техники, а также в тех отраслях, где требуется наполнение емкостей сжатым газом до требуемого давления при ограничениях по температуре, например, при заполнении баков транспортных средств топливом в виде сжатого газа. Таким образом, разработанная методика наполнения может быть широко востребована в различных отраслях промышленности. Результаты работы планируется использовать при разработке новых систем газоснабжения, предназначенных для наполнения изделий РКТ сжатым газом во время проверок степени их герметичности при пневмовакуумных испытаниях.

Литература

- [1] Patent application CA 2849542 A1 Canada, F17C 5/06, F17C 13/02. Method and system for temperature-controlled gas dispensing / Cohen J.P.
- [2] Алиев А.Р., Медведев А.В., Халатов Е.М. Синтез алгоритма наполнения полостей контрольным газом при испытаниях на герметичность // Химическое и нефтегазовое машиностроение. 2018. № 12. С. 28–32.
- [3] Aliev A.R., Medvedev A.V., Khalatov E.M. Synthesis of Algorithm for Filling Cavities with a Control Gas in Leakage Testing of Article // Chemical and Petroleum Engineering. 2019. Vol. 54, Nos. 11–12. Pp. 910–918. <https://doi.org/10.1007/s10556-019-00571-3>
- [4] Патент 2 703 899 Российская Федерация, МПК F 17 C 5/00. Способ наполнения емкостей сжатым газом до требуемого давления и устройство для его реализации / А.Р. Алиев, А.В. Медведев, Е.М. Халатов и др.; заявитель и патентообладатель АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева». № 2018 129 533; заявл. 13.08.2018; опубл. 22.10.2019, Бюл. № 30. 2 с.

INTENSIFICATION OF THE GAS FILLING CAVITIES PROCESS AT PNEUMOVACUUM TESTS OF ROCKET AND SPACE ENGINEERING ARTICLES

A.R. Aliev
E.M. Khalatov

And_88_99@mail.ru
kba@khrunichev.ru

DB "Armatura" — branch of JSC "Khrunichev SRPSC"

The report discusses a new method for filling cavities of rockets space technology during pneumatic vacuum tests. The proposed method provides a reduction in the duration and complexity of the filling process and, accordingly, a decrease in the time for preparing the articles for launch. The results of a numerical experiment confirming the effectiveness of the proposed filling method are considered.

БЕЗЗАПРОСНЫЕ ТРАЕКТОРНО-ТЕЛЕМЕРИЧЕСКИЕ КОМПЛЕКСЫ КОНТРОЛЯ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В.С. Чаплинский, В.П. Коновалов, С.А. Богданов

murashov@niiks.com

НИИ КС имени А.А. Максимова — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Рассмотрены возможности проведения информационно-измерительного контроля выведения космических аппаратов на целевые орбиты с использованием мобильных беззапросных траекторно-телеметрических станций с целью сокращения затрат на инфраструктуру трасс выведения КА.

Информационно-измерительный контроль ракет-носителей (РН) и разгонных блоков (РБ) при выведении космических аппаратов на целевые орбиты включает проведение траекторных измерений и прием телеметрической информации.

Предлагается обеспечить работу информационно-измерительного комплекса полностью в беззапросном режиме.

При беззапросных измерениях текущих навигационных параметров (ИТНП) измерительные и опорные сигналы формируются от независимых источников колебаний — соответственно бортового задающего генератора на РН и РБ и задающего генератора приемной (измерительной) станции. Возможность широкого внедрения в измерительную технику высокостабильных хранителей частоты и времени ($\Delta f/f \leq (10^{-11} \dots 10^{-12})$) создает необходимые технические предпосылки контроля параметров движения РН и РБ с использованием беззапросных технологий.

Отличительными положительными особенностями беззапросных технологий ИТНП являются:

- существенное техническое упрощение радиотехнических измерительных средств и уменьшение электропотребления ими вследствие отсутствия запросного канала;
- возможность одновременного проведения измерений несколькими приемными пунктами, в зоне радиовидимости которых находится КА, и формирования благоприятных измерительных схем;
- более полное использование бортовых ресурсов в измерительном сеансе из-за отсутствия переходных процессов при приеме запросных сигналов и их смене при переходе от одного измерительного пункта к другому.

Ограничения в использовании беззапросных измерений при определении параметров движения КА связаны с необходимостью расширения вектора уточняемых величин за счет разности номиналов частот и начальных фаз измерительных и опорных сигналов либо проведения дополнительных работ для их учета. Что касается учета релятивистского смещения частоты и набега фазы дальномерного сигнала на мерном интервале, то эта задача решается с необходимой точностью с использованием априорной информации о движении РН и РБ и о положении измерительных пунктов.

Применение космических навигационных систем Глонасс/GPS позволяет провести синхронизацию частот и сличение начальных фаз генераторов опорного сигнала всех наземных станций, входящих в состав измерительного комплекса, т. е. сократить число дополнительно уточняемых величин до одной. Если синхронизацию и фазирование опорных генераторов всех наземных станций проводить с использованием одного из навигационных космических аппаратов (НКА), то исключается погрешность, обусловленная сведением шкал времени различных НКА в самой космической навигационной системе. Погрешность же текущих эфемерид навигационных КА, используемых для расчета дальности и радиальной скорости НКА, не превышает единиц метров и единиц мм/с. Так как измеряемыми навигационными параметрами РН и РБ являются псевдодальность и радиальная псевдоскорость, то при наличии измерений с четырех наземных пунктов оказывается возможным для определения координат положения и составляющих скорости объектов в каждый момент времени сформировать безизбыточную систему уравнений, связывающих результаты измерений и параметры движения. При этом погрешность определения компонент навигационного вектора будет определяться погрешностью самих измерений и геометрической схемой измерительного комплекса (расположением наземных пунктов).

Если перед запуском ракеты-носителя провести синхронизацию несущей частоты и фазирования дальномерного сигнала РН и РБ с задающим генератором наземной траекторно-телеметрической станции, то количество наземных пунктов измерительного комплекса для одномоментного определения всех составляющих навигационного вектора летательного аппарата, движущегося по недетерминированной траектории для активного участка полета, может быть уменьшено до трех, т. е. до минимально необходимого числа пунктов при использовании запросных систем измерения дальности и радиальной скорости.

Трехпунктная структура измерительного комплекса является предельной, принципиально обеспечивающей независимое определение навигационного вектора РН в каждый текущий момент времени по беззапросным траекторным измерениям. Однако траектория ракет-носителей, как правило, не является полностью недетерминированной. Возможность частичной формализации закона движения на отдельных участках полета РН позволяет уменьшить число наземных измерительных пунктов, для которых должна существовать одновременная радиовидимость ЛА.

При наличии на борту РН (РБ) системы автономной навигации (САН), работающей по сигналам космических навигационных систем Глонасс/GPS и передающей результаты измерений в наземные пункты, беззапросные траекторно-телеметрические комплексы образуют резервную систему измерений, при нештатных ситуациях в САН и при выходе РН (РБ) из непрерывного навигационного поля (при высотах более 4 тыс. км). Кроме того, беззапросные измерения могут быть основными для РН, РБ и КА, не имеющих в своем составе САН.

Для трехпунктового измерительного комплекса, наземные пункты которого разнесены вдоль трассы выведения КА, по беззапросным измерениям псевдодальности и радиальной псевдоскорости, проводимым со средней квадратической погрешностью 15 м и 0,02 см/с, могут быть определены параметры выведения КА ракетой — носи-

телем на опорную орбиту с высотой 200 км с предельной погрешностью по периоду обращения 2,0 с, по наклонению 0,5 угл. мин, по экстремальным высотам 1,5 км.

Необходимая энергетика информационных радиолиний на активном участке полета РН (со скоростью передачи ТМИ до 256 кбит/с) и на геопереходных орбитах полета РБ (со скоростью передачи ТМИ до 32 кбит/с) может быть обеспечена с использованием приемных фазированных решеток с эффективной площадью около 1 м², что позволяет создать траекторно-телеметрические станции на автомобильных носителях.

Необходимым условием практической реализации концепции перспективной технологии беззапросного траекторного контроля является оснащение бортовых и наземных измерительных средств задающими генераторами сигналов с относительной нестабильностью порядка 10^{-11} ... $3,10^{-12}$ (цезиево-рубидиевые либо кварцевые с термостатированием).

ПЕРЕНАЛАЖИВАЕМОЕ ЗАЖИМНОЕ ПРИСПОСОБЛЕНИЕ ДЛЯ ПРОИЗВОДСТВА ИЗДЕЛИЙ РКТ НА ФРЕЗЕРНЫХ ОБРАБАТЫВАЮЩИХ ЦЕНТРАХ

И.А. Камшилина

kba@khrunichev.ru

КБ «Арматура» — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Рассматриваются вопросы построения гибкого и эффективного производства изделий ракетно-космической техники в условиях единичного, многономенклатурного производства. Приведены сведения о технологической оснастке, способах базирования и закрепления заготовок в приспособлениях на станках с ЧПУ. Рассмотрены характеристики и область применения современных приспособлений. Представлена конструкция разработанного приспособления и его отличие от существующих аналогов, преимущества эксплуатационных характеристик и эффективность применения с учетом специфики производства агрегатов РКТ.

Уникальность ракетно-космической техники (РКТ), малый объем выпуска однотипных изделий обуславливают характерные особенности производства ее составных частей. Так, для большинства предприятий, выпускающих агрегаты РКТ, характерно единичное производство широкой номенклатуры изделий. В этих условиях требуются большие усилия для построения гибкого и одновременно максимально эффективно-го производства, отличающегося высокой производительностью труда и малыми издержками.

Одним из проблемных мест механообрабатывающего многономенклатурного единичного производства агрегатов РКТ является большое разнообразие конструкций специальной технологической оснастки для установки, базирования и закрепления деталей, большую часть из которых составляют специальные неразборные приспособления. Часто эти приспособления имеют характерную особенность — ограниченность использования, доходящую до ситуации «одна операция — одно приспособление». В связи с этим использование указанных приспособлений при большой номенклатуре изделий и единичном производстве приводит к необходимости многократной переналадки оборудования в течение одной смены. Очевидно, анализ опыта производства агрегатов РКТ в КБ «Арматура», максимальный учет конструктивных особенностей подобных изделий позволяет разработать переналаживаемое зажимное

приспособления для закрепления и базирования деталей при механообработке [1]. При удачной конструкции такое приспособление позволит сократить количество специальной оснастки, повысить производительность труда и снизить издержки при постановке на производство новых агрегатов.

В качестве универсального зажимного приспособления для закрепления и базирования деталей при механообработке используются станочные тиски. Многие из представленных образцов на рынке станочных тисков являются излишне громоздкими, что при их использовании накладывает определенные ограничения на объем обработки за одну установку, особенно при профилировании фасонных наружных поверхностей сложных корпусных деталей изделий РКТ. Часто из-за этого трудно построить эффективный технологический процесс и разработать управляющую программу с учетом всех погрешностей базирования, учесть поводки материала при неравномерном съеме, что приводит к снижению производительности, увеличению трудоемкости изготовления изделий и увеличению объема слесарно-доводочных работ.

По результатам комплексного анализа конструкторской и технологической документации, а также парка механообрабатывающего оборудования в КБ «Арматура» были выделены следующие требования к универсальному станочному зажимному приспособлению:

- точность позиционирования не хуже $\pm 0,01$ мм, для обеспечения заданных допусков и геометрической точности обрабатываемых базовых поверхностей деталей;
- жесткое крепление, для производительной обработки различных материалов с высокими скоростями резания при значительном съеме материала;
- универсальность, конструкция должна допускать быструю переналадку и перекомпоновку конструкции под различные типы и формы деталей;
- функциональность, конструкция приспособления должна обеспечивать многоосевую и токарно-фрезерную обработку на фрезерных обрабатывающих центрах и фрезерных станках с токарной функцией;
- конструкция приспособления должна обеспечивать безопасное расстояние между рабочими органами станка за счет формы и габаритных размеров корпуса;
- конструкция приспособления должна обеспечивать доступ инструмента к наибольшему количеству поверхностей с минимальным вылетом инструмента;
- конструкция приспособления должна обеспечивать длительную работоспособность основных элементов при частой перекомпоновке приспособления, обеспечивать поддержание точности позиционирования в процессе длительной эксплуатации;
- приспособление должно иметь относительно невысокую стоимость, для возможности оснащения всего парка обрабатывающих центров предприятия [2].

С точки зрения выделенных требований к приспособлению был проведен анализ преимуществ и недостатков конструкций станочных зажимных приспособлений ведущих отечественных и зарубежных производителей, по результатам анализа — спроектировано и изготовлено приспособление, конструкция которого учитывает специфику производства агрегатов РКТ в КБ «Арматура». Приспособление представляет собой самоцентрирующееся переналаживаемое зажимное приспособление с модульной системой смены губок на базовом основании, позволяет проводить механообработку деталей с минимальным количеством специальной оснастки и обеспечивает максимальное использование преимуществ и возможностей различных моделей станков с ЧПУ. Проектирование приспособления осуществлялось с учетом влияния на точность изготавливаемых деталей упругих перемещений элементов приспособления, особенностей конструкции изготавливаемых деталей и кинематики обрабатывающих центров [3]. В ходе работы с помощью САМ-систем программного обеспечения была выполнена верификация конструкции разработанного приспособления при обра-

ботке разных корпусных деталей с учетом кинематики станков при 5-координатной обработке, разработаны и отработаны управляющие программы станков с ЧПУ для изготовления различных деталей с использованием разработанного приспособления.

Разработанное приспособление по совокупности достигнутых эксплуатационных характеристик и стоимости не имеет аналогов, отличается рядом конструктивных преимуществ:

1) габариты приспособления обеспечивают максимальное использование преимуществ и возможностей различных моделей станков с ЧПУ;

2) конструкция сухаря предотвращает возможность деформации и осевого смещения ходового винта;

3) ходовой винт и внутренняя полость зажимного приспособления защищены кожухом от скопления стружки, что упрощает очистку при переналадке и предотвращает заклинивание резьбовых элементов;

4) применение подшипников исключает смещение губок в зажатом состоянии относительно оси ходового винта.

Приспособление и разработанные управляющие программы были успешно внедрены в производство на несколько партий различных корпусных ДСЕ. Предлагаемая конструкция зажимного приспособления может найти широкое применение при производстве изделий различных конфигураций, с целью унификации технологической зажимной оснастки для механообрабатывающего оборудования.

Литература

- [1] Жуков Э.Л. Технология машиностроения: в 2 кн. Кн. 1. Основы технологии машиностроения: учеб. пособие / под ред. С.Л. Мурашкина. 3-е изд., стер. М.: Высшая школа, 2008. 278 с.
- [2] Гусев В.Г. Приспособления для современных станков с ЧПУ: учеб. пособие / В.Г. Гусев и др.; Владим. гос. ун-т имени Александра Григорьевича и Николая Григорьевича Столетовых. Владимир: Изд-во ВлГУ, 2012. 202 с.
- [3] Лебедев Л.В. Проектирование технологических систем и оснастки: учеб. пособие. М.: Издат. центр «Академия», 2009. 336 с.

READJUSTED CLAMPING DEVICE FOR MANUFACTURING OF THE ITEMS OF ROCKET SPACE ENGINEERING ON MILLING MACHINING CENTERS

I.A. Kamshilina

kba@khrunichev.ru

Design Bureau "Armatura" – branch of JSC "Khrunichev SRPSC"

The problems of construction of flexible and effective manufacture of the items of rocket space engineering under condition of the single-piece and multiproduct manufacture are considered. The data concerning production tools, method of locating and fixing of workpiece in the devices on the CNC machines are given. Characteristics and range of application of the modern devices have been considered. Design of the developed device and its variation from available analogs and as well as advantages of operational characteristics and operating efficiency subject to specificity of manufacturing of rocket space engineering assemblies are presented.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ ТОЧНОСТИ МЕХАНИЧЕСКОЙ ОБРАБОТКИ ТОНКОСТЕННЫХ ИЗДЕЛИЙ АГРЕГАТОВ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

И.А. Камшилина, А.П. Кузнецов

kba@khrunichev.ru

КБ «Арматура» — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Рассмотрены проблемы изготовления тонкостенных изделий агрегатов ракетно-космической техники, а именно обеспечение заданной точности в условиях возникновения деформаций и нежесткой технологической системы. Приведены сведения о технологической оснастке, способах базирования и закрепления заготовок в приспособлениях на станках с ЧПУ. Кратко представлена конструкция разработанного приспособления и его отличие от существующих аналогов, преимущества эксплуатационных характеристик и эффективность применения с учетом специфики производства агрегатов РКТ.

Тонкостенные детали получили широкое применение в ряде отраслей машиностроения, особую роль они играют в авиакосмической промышленности. Использование тонкостенных конструкций при проектировании изделий мотивировано снижением общей массы изделия для улучшения эксплуатационных характеристик.

В КБ «Арматура» это, как правило, элементы запорной арматуры ракет-носителей и сварные конструкции систем наземной инфраструктуры ракетно-космических комплексов диаметром до 400 мм и толщиной стенки до 1,5 мм. К изготовлению этих изделий предъявляются высокие требования к геометрической точности и качеству обрабатываемых поверхностей. Зачастую достижение заданных требований точности оказывается сложной производственной и технологической задачей. В таких условиях главной задачей технологической подготовки производства становится максимально точная оценка и прогнозирование погрешностей, которые могут возникнуть в процессе технологической наладки и в процессе обработки заготовки, для выбора подходящего технологического оснащения.

Обработка тонкостенных деталей связана с рядом сложностей, одна из которых — это деформация тонких стенок детали при ее закреплении на станке, что в конечном счете оказывает влияние на точность изготовления изделий. При максимально интенсивной обработке необходимо максимально жестко и точно базировать деталь в приспособлении. Кроме того, приспособление должно обеспечивать надежную фиксацию заготовки, чтобы исключить возникновение дополнительных погрешностей в процессе обработки вследствие воздействия сил резания.

Существует несколько решений уменьшения деформаций при закреплении тонкостенных заготовок: это распределение зажимного усилия за счет увеличения числа точек контакта заготовки и зажимных кулачков, или за счет увеличения площади контакта заготовки и кулачков при точном регулировании зажимного усилия. Для этого применяют такие приспособления, как зажимные патроны с сегментными кулачками, специальные оправки и цанговые патроны [1].

Зажимные патроны с сегментными удлиненными сварными кулачками имеют ряд существенных недостатков. Подобная конструкция патрона имеет большой вес, что, в свою очередь, увеличивает центробежную силу, возникающую в процессе обработки детали. Таким образом, при токарной обработке при зажиме заготовки по наружному диаметру кулачки под действием центробежной силы стремятся разойтись, и усилие при зажиме должно быть значительным для противодействия центробежной силе. Существует риск, что после снятия припуска и останова станка кулачки под действием упругих сил деформируют деталь [2]. Скомпенсировать действие центробежных сил возможно с помощью применения специальных кулачков, у которых ба-

зовая поверхность — из алюминия, для снижения веса, а губки — из армированного стекловолокна. Стекловолоконные кулачки обеспечивают защиту поверхности при сохранении достаточной фиксации заготовки благодаря применению композитных материалов на основе стекловолокна, так как оно достаточно мягкое по сравнению с алюминием и в то же время имеет высокий коэффициент трения. Облегченный вес позволяет вести высокоскоростную обработку, но остается проблема ограниченности использования данных кулачков в связи с неравномерным прилеганием поверхности кулачка к заготовке.

Достаточно распространенным решением уменьшения деформации тонкостенных деталей при зажиме является применение маятниковых кулачков. Кулачки представляют собой жесткую опору, несущую коромысло, которое может перемещаться в пределах $1-3^\circ$. В качестве губок применяются либо закаленные накладки с рифлением, либо сырые расточенные под размер [3]. Существующие решения не исключают возникновения отклонения геометрической формы детали при зажиме, так как сменные губки не могут обеспечить полного прилегания контактирующих элементов кулачков по диаметру обрабатываемой детали. Сложность и длительное время наладки, ограниченность использования указанных приспособлений при единичном производстве приводит к необходимости многократной переналадки оборудования. Трудно построить эффективный технологический процесс и разработать управляющую программу с учетом всех погрешностей базирования, учесть поводки материала при неравномерном съеме, что приводит к снижению производительности, увеличению трудоемкости изготовления изделий.

По результатам анализа преимуществ и недостатков конструкций станочных зажимных приспособлений ведущих отечественных и зарубежных производителей спроектировано приспособление, конструкция которого учитывает сложности единичного производства тонкостенных изделий агрегатов РКТ. Приспособление представляет собой объемные кулачки — призмы с гидрокompенсацией маятниковых опор. Спроектированные кулачки по совокупности достигнутых эксплуатационных характеристик отличаются рядом конструктивных преимуществ. При использовании стандартного трехкулачкового патрона предлагаемые кулачки, благодаря увеличению точек контакта с заготовкой, позволяют равномерно распределить зажимное усилие. Таким образом, уменьшается зажимное усилие, повышается крутящий момент, значительно снижаются деформации детали и, как следствие, погрешности ее обработки. Был проведен расчет воздействий сил зажима на заготовку, в результате которого получили снижение деформации геометрической формы заготовки до 5 раз, по сравнению с креплением заготовки в стандартных приспособлениях при равном воздействии усилия. Кулачки с гидрокompенсацией также подходят для заготовок деталей из отливок и штамповок, сварных конструкций, так как имеющиеся неровности компенсируются за счет возможности самоустановки подвижных штоков относительно маятниковых призм. По результатам анализа применимости и технологических расчетов планируется изготовление опытного образца, проведение испытаний конструкции на различных типах тонкостенных заготовок из разных материалов.

Предлагаемая конструкция зажимного приспособления может найти широкое применение при производстве тонкостенных изделий различных конфигураций с целью повышения качества их обработки и унификации технологической зажимной оснастки для механообработывающего оборудования.

Литература

- [1] Жуков Э.Л. Технология машиностроения: в 2 кн. Кн.1. Основы технологии машиностроения: учеб. пособие / под ред. С.Л. Мурашкина. 3-е изд., стер. М.: Высшая школа, 2008. 278 с.

- [2] Гусев В.Г. Приспособления для современных станков с ЧПУ: учеб. пособие / В.Г. Гусев и др.; Владим. гос. ун-т имени Александра Григорьевича и Николая Григорьевича Столетовых. Владимир: Изд-во ВлГУ, 2012. 202 с.
- [3] Лебедев Л.В. Проектирование технологических систем и оснастки: учеб. пособие. М.: Издат. центр «Академия», 2009. 336 с.

TECHNOLOGICAL PROVISION OF ACCURACY OF MECHANICAL PROCESSING OF THIN-WALL PRODUCTS OF ROCKET AND SPACE ENGINEERING UNITS

I.A. Kamshilina, A.P. Kuznetsov

kba@khrunichev.ru

DB "Armatura" — branch of JSC "Khrunichev SRPSC"

The problems of manufacturing thin-wall products of rocket and space engineering units, viz ensuring the specified accuracy in the conditions of the occurrence of deformations and non-rigid technological system, are considered. Information is given on technological equipment, methods of basing and fixturing workpieces on NC machines. The design of the developed device and its difference from existing analogues, the advantages of operational characteristics and the effectiveness of the application subject to the specifics of RSE units production, are briefly presented.

СОЗДАНИЕ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПЛАНИРОВАНИЯ МАРШРУТА ПОЛЕТА ПСЕВДОКОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

С.А. Железнов

zheleznov@niiks.com

Ю.М. Коновалов

konovalov@niiks.com

Е.А. Чувакова

chuvakova@niiks.com

НИИ космических систем имени А.А. Максимова —
филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Рассматриваются основные принципы построения автоматизированной системы планирования маршрута движения (АСПМ) псевдокосмического аппарата (ПКА). Система предназначена для построения траектории полета ПКА, оптимальной с точки зрения расхода энергоресурсов, с учетом прогноза метеоусловий по эшелонам и уровня солнечной радиации, контроля и оперативной корректировки маршрута ПКА с учетом реальных метеоусловий.

Псевдокосмические аппараты — перспективное направление развития воздушно-космической техники, занимающее промежуточное положение между традиционными космическими (КА) и беспилотными летательными аппаратами [1].

Для обеспечения работы бортовых систем и полезной нагрузки в аппаратах используется энергия Солнца. При этом в отличие от космических аппаратов ПКА имеет ряд преимуществ — отсутствует ограничение на длительность сеансов связи, время барражирования в заданном районе, возможность передислокации в любое время, в другой район и осуществление съемки с высоким разрешением на уровне 15...20 см [1].

Основные преимущества ПКА перед традиционными беспилотными летательными аппаратами:

- базовый диапазон высот функционирования аппарата определен в пределах 18...25 км и не пересекается с эшелонами полета гражданских воздушных судов;

- применение ПКА выше 18 км максимально исключает эффект влияния погодных условий на энергетику борта, что обеспечивает непрерывное функционирование аппарата до нескольких месяцев.

Однако для обеспечения положительного энергобаланса ПКА при выполнении заданной программы полета в переменных условиях внешнего воздействия, времени суток и района применения необходимо решить задачу построения оптимального маршрута движения аппарата с учетом ветровых нагрузок по высоте, энергии прихода эшелонов и солнечной радиации.

АСПМ решает следующие основные задачи:

- автоматического получения и обработки метеоданных по высоте, актуальных на моменты планирования маршрута движения ПКА и его реального прохождения;

- расчета прогнозируемых значений мощности солнечной радиации, падающей на солнечные батареи (СБ) ПКА в зависимости от даты/времени, метеоданных, пространственного положения, курса и высоты полета над уровнем моря;

- расчета энергобаланса для планируемого маршрута движения на основании значений рассчитанной мощности солнечной радиации с учетом прогноза состояния атмосферы по высоте маршрута;

- выбора оптимального маршрута полета ПКА с точки зрения положительного энергобаланса;

- контроля маршрута, расчета критичных значений параметров полета ПКА и выработки предложений по коррекции траектории в режиме реального времени в целях обеспечения гарантированного возвращения ПКА на аэродром базирования;

- приема, обработки и визуализации полетной, телеметрической и видеоинформации, принимаемой с ПКА.

Реализация АСПМ основана на следующих решениях.

1. Расчет потока суммарной солнечной радиации, падающей на наклонную поверхность СБ учитывает:

- поток прямой солнечной радиации на горизонтальную поверхность, определяемый по формуле Кастрова [3];

- поток рассеянной солнечной радиации, падающий на горизонтальную плоскость, определяемый по формуле Берлаге;

- угол падения потока излучения относительно плоскости СБ;

- влияние облачности на суммарную солнечную радиацию по методикам Л.Т. Матвеева [3];

- альbedo подстилающей поверхности для снежного покрова и облаков;

- корректирующий коэффициент высоте над уровнем моря по методике С.П. Хромова [4].

2. Траектория полета ПКА в пространстве до пункта назначения определяется с учетом скорости и направления перемещения воздушных масс по высоте при минимизации энергозатрат на межэшелонные переходы.

3. Оптимизация траектории полета ПКА выполняется с учетом угла наклона плоскости СБ относительно падающего излучения.

В процессе создания АСПМ разработан алгоритм построения маршрута полета ПКА при выполнении площадной съемки с перекрытием, базирующийся на решениях прямой и обратной геодезических задач на основе метода Рунге – Кутты – Ингланда [2]. Данный алгоритм позволяет рассчитывать маршруты полета ПКА с высокой точностью, за счет использования референц-эллипсоида Красовского.

Разработка АСПМ позволяет решить актуальную задачу планирования оптимальной траектории движения ПКА с точки зрения энергообеспечения длительного функционирования аппарата с учетом реальных метеоусловий.

В случае использования ПКА в полярных зонах расчеты должны быть скорректированы с учетом полярных дней и ночей.

Литература

- [1] Клименко Н.Н. Первые действующие псевдокосмические аппараты для военных и гражданских пользователей // Воздушно-космическая сфера. 2018. № 3 (96). С. 64–77.
- [2] Яковлев Н.В. Практикум по высшей геодезии. М.: Недра, 1982. С. 273–282.
- [3] Матвеев Л.Т. Курс общей метеорологии. Физика атмосферы. Л.: Гидрометеиздат, 1984. 160 с.
- [4] Хромов С.П., Петросянц М.А. Метеорология и климатология / Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова. 7-е изд. М.: Изд-во МГУ, 2001. 528 с.

CREATION OF AN AUTOMATED SYSTEM FOR PLANNING THE FLIGHT ROUTE OF A PSEUDO-SPACE VEHICLE

S.A. Zheleznov
Yu.M. Kononov
E.A. Chuvakova

zheleznov@niiks.com
kononov@niiks.com
chuvakova@niiks.com

A.A. Maksimov Space Systems Research Institute — Branch of FSUE Khrunichev State Research and Production Space Center

The basic principles of construction of the automated route planning system of the pseudo-space vehicle are considered. The system is designed to build the flight path of the pseudo-space vehicle, optimal in terms of energy consumption, taking into account the forecast of weather conditions on the echelons and the level of solar radiation, control and operational adjustment of the route of the pseudo-space vehicle taking into account real weather conditions.

ОПЫТ РАЗРАБОТКИ СИСТЕМЫ ОПЕРАТИВНОГО ПЛАНИРОВАНИЯ В УСЛОВИЯХ МНОГОНОМЕНКЛАТУРНОГО МЕЛКОСЕРИЙНОГО ПРОИЗВОДСТВА

А.А. Фаткин, Т.В. Рулева, Ю.А. Балясов

kba@khrunichev.ru

КБ «Арматура» — филиал ФГУП ГНПЦ им. М.В. Хруничева

Рассматриваются оптимизационные механизмы системы оперативно-производственного планирования (ОПП) изготовления продукции в условиях многономенклатурного мелкосерийного производства (ММП), основанные на расчете сроков запуска (выпуска) заказа в производстве и мониторинге выполнения плана.

Эффективность функционирования современного предприятия во многом определяется его системой управления и особенно системой ОПП. Задача совершенствования системы ОПП является актуальной и важной для предприятий любых отраслей промышленности и особенно для машиностроительных предприятий с единичным и мелкосерийным характером производства. Актуальность задачи совершенствования

(создания) системы планирования в условиях ММП обусловлена сжатými сроками изготовления заказов, новизной и сложностью конструкции изделий, а также высокими требованиями, предъявляемыми к процессу планирования, а именно:

- оперативность расчета планов;
- унификация процедур планирования для всей гаммы производственных заказов;
- упрощение процедур по расчету календарно-плановых нормативов;
- визуализация процесса;
- моделирование процесса производства при изменении его хода и формирование графиков нагона;
- наполнение системы мониторинга плановыми значениями показателей в установленных контрольных точках, как базы для сравнения с фактом в процессе производства.

Предлагаемая система планирования, реализующая вышеобозначенные требования, разработана и рекомендована к внедрению в условиях ММП в соответствии с методикой, укрупненные основы которой представлены ниже. Необходимым условием для функционирования предлагаемой системы планирования является наличие в электронном виде производственного состава заказа, формируемого на основе конструкторско-технологического состава изделия и запускаемой в производство партии изделий, а также наличия на предприятии методологии календарно-плановых нормативов. Описание процесса создания данной информации приведено в более ранних материалах [1], [2]. Основными этапами предлагаемой методики являются следующие:

1. Классификация производственных заказов по конструкции и функциональному назначению, выбор изделия-представителя в каждой классификационной группировке.

2. Определение этапов производственного процесса, подвергающихся мониторингу со стороны руководства. Экспертным путем определены этапы, являющиеся типовыми для всей гаммы производственных заказов: закупка, бронирование и отпуск материалов и ПКИ со склада, производство заготовок и передача на участки механообработки, механическая обработка, сборка, испытания, оформление отправочных документов, упаковывание и сдача на склад.

3. Определение длительности выполнения этапов производственного процесса. Длительность этапа производственного процесса, как правило, определяется по длительности ведущей работы на каждом этапе производственного процесса заказа.

4. Укрупненное планирование изготовления заказа. На данном этапе определяют сроки начала и окончания работ по каждому этапу. Расчет сроков выполняется путем последовательного откладывания справа налево длительности каждого этапа от плановой сдачи заказа на склад до начального этапа производственного процесса — выдача материалов и ПКИ со склада.

5. Определение метода комплектации и сборки для изделия-представителя. Метод комплектации и сборки регламентирует последовательность вовлечения ДСЕ заказа в сборку.

6. Разузовление заказа и построение схемы комплектации и сборки заказа. В соответствии с назначенным методом комплектации требуется разузловать заказ с выделением уровней комплектации и сборки комплектующих изделий заказа.

7. Построение графика. График изготовления заказа визуализирует процесс комплектации и сборки путем представления состава заказа в виде дерева длительностей изготовления каждой ДСЕ, рассчитанных по действующей на предприятии методике и синхронизированных во времени со сроками начала работ по изготовлению ДСЕ верхнего уровня согласно схеме комплектации и сборки. Расчетная длительность изготовления ДСЕ подвергается автоматическому анализу на предмет размещения детапеопераций, принадлежащих определенному этапу производственного процесса, в длительности данного этапа. Для детапеопераций, выходящих по длительности

за пределы этапа, выполняется автоматическое поджатие длительности, которое выполняется в первую очередь за счет межоперационных пролеживаний.

8. Анализ загрузки производственных подразделений. На данном этапе готовится отчет о помесечной загрузке производственных подразделений плановыми заказами исходя из расчетных сроков выполнения детапеопераций, полученных в результате построения графиков. Балансировка плана достигается путем сдвига срока изготовления отдельных заказов в пределах договорных обязательств, а также расшивки «узких мест» по перегруженным видам работ за счет привлечения дополнительных ресурсов, в том числе по кооперации. Выбранные мероприятия оцифровываются в трудоемкости и отображаются на сроках изготовления заказов. После выполненных действий по анализу загрузки производственных цехов и балансировке плана назначаются директивные сроки изготовления заказов, которые используются для окончательного расчета сроков запуска заказа в производство и выполнения и изготовления ДСЕ каждого заказа, включенного в план.

9. Формирование оперативных производственных планов цеха.

10. Мониторинг хода выполнения оперативно-производственного плана. В результате описанных выше процессов в информационной системе аккумулируются, с одной стороны, плановые сроки выполнения детапеопераций позиций заказа, а с другой — факт прохождения изделия через эти этапы в процессе производства. Аналитическое сопоставление данных из этих массивов служит базой для принятия управленческих решений о «расшивке» узких мест [3].

Описанный в данной работе подход к ОПП внедрен в КБ «Арматура» — филиале АО ГНПЦ им. М.В. Хруничева. В результате внедрения удалось повысить качество планирования и управляемости процессов, снизить объем незавершенного производства, достичь сокращения длительности производственного цикла.

Литература

- [1] Рассолов Т.В., Рулева Т.В. Опыт создания системы проектно-производственного контура на базе единого информационного пространства в КБ «Арматура» — филиале ФГУП ГНПЦ им. М.В. Хруничева // Информационные технологии в проектировании и производстве. 2013. № 22.
- [2] Фаткин А.А. Совершенствование системы оперативно-производственного планирования в условиях многономенклатурного единичного и мелкосерийного производства: дис. ... канд. техн. наук. Владимир, 2004.
- [3] Балясов Ю.А. Информационное сопровождение производственных процессов как база для мониторинга за ходом изготовления в условиях единичного и мелкосерийного производства // Информационные технологии в проектировании и производстве. 2016. № 2.

EXPERIENCE OF DEVELOPMENT OF OPERATIONAL PLANNING SYSTEM UNDER CONDITION OF MULTIPRODUCT AND SMALL-SCALE MANUFACTURE

A.A. Fatkin, T.V. Rulyeva, Yu.A. Balyasov

kba@khrunichev.ru

Design Bureau “Armatura” — branch of JSC “Khrunichev SRPSC”

The report discusses optimization mechanism of system of day-to-day production planning (DDPP) of production work under conditions of multiproduct and small-scale manufacture (MSSM) based on calculation time of launching order in the production and monitoring of execution of plan.

ПОВЫШЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ТЕХНОЛОГИИ ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННОЙ ОБРАБОТКИ ДЕТАЛЕЙ РКТ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ПОВОРОТНОГО УСТРОЙСТВА

А.Г. Седлов, А.В. Ершов, Л.В. Дербенев

kba@khrunichev.ru

КБ «Арматура» — филиал АО «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева»

Рассматриваются особенности технологии электроэрозионной обработки при выполнении отверстий в телах вращения и возможные варианты точения деталей изделий ракетно-космической техники с минимальным диаметром, анализируются проблемы и предлагаются пути их решений.

Актуальной задачей является сокращение трудоемкости изготовления деталей и сборочных единиц агрегатов РН «Ангара». В состав агрегатов пневмогидравлических систем РН «Ангара» входят детали с несколькими отверстиями разных диаметров, расположенными по окружности деталей. Качественно выполнить такие отверстия можно методом электроэрозионной обработки на копировально-прошивном станке типа FORM 20.

Электроэрозионная обработка на станке FORM 20 выполняется при полном погружении детали в ванну с диэлектрической жидкостью. Проблема заключается в том, что после выполнения электроэрозионной обработки одного отверстия перед обработкой следующего необходимо слить жидкость из ванны, повернуть деталь вручную и снова заполнить ванну жидкостью. Время, затрачиваемое на поворот детали, слив и заполнение ванны на станке FORM 20, составляет около 6 мин. При выполнении более 15–20 отверстий в одной детали на многократный слив и заполнение ванны требуется время, сопоставимое с временем непосредственной обработки. Таким образом, первой рассматриваемой задачей является сокращение времени при прожигании отверстий за счет исключения промежуточных операций слива и заполнения ванны.

Второй рассматриваемой задачей является изготовление твердосплавных щупов для станков ЧПУ, для чего необходимо производить точение на электроэрозионном проволочно-вырезном станке типа CUT 20 при непрерывном вращении заготовки [1].

Для решения указанных задач предлагается использовать поворотное устройство, удовлетворяющее двум способам обработки с вращением: с непрерывным вращением и с адаптивным вращением.

В результате проведенного поиска и анализа информации найдено специальное герметичное поворотное устройство типа System 3R-60.360X, которое позволяет устанавливать в патрон системы 3R детали массой до 25 кг, обеспечивает высокую точность позиционирования и возможность подключения к системе управления станка. Основным недостатком устройства является его высокая стоимость — более 4 млн. руб. Дополнительный анализ вариантов покупных универсальных поворотных устройств для фрезерных станков показал невозможность их использования на электроэрозионном оборудовании вследствие недостаточной герметичности и устойчивости к коррозии.

В результате проведенных исследований было принято решение о разработке оригинальной конструкции поворотного устройства. Из ряда возможных вариантов был выбран вариант конструкции с использованием шагового двигателя. Применение шагового двигателя делает возможным как выполнение поворота заготовки на определенный угол, так и выполнение постоянного вращения заготовки, необходимого при использовании устройства на электроэрозионных проволочных станках. При постоянном вращении детали возможно выполнение прецизионного точения наружных поверхностей, в том числе малых диаметров, а также деталей из труднообрабатываемых материалов. Применение прецизионного точения на электроэрозионном оборудовании позволит

в отличие от механической обработки обрабатывать детали толщиной менее 5 мм любой твердости практически без механического и теплового воздействия.

После выбора концепции устройства были подобраны его комплектующие и разработана конструкторская документация. Спроектированное устройство состоит из трех основных частей:

- герметичного поворотного блока, в котором размещены шаговый двигатель и компоненты механической передачи;
- блока управления, содержащего электронные компоненты, необходимые для управления шаговым двигателем и выполненного в виде мобильного пульта;
- блока питания, предназначенного для преобразования напряжения 380 В в напряжение 12 В; блок устанавливается в непосредственной близости от станка для обеспечения безопасности персонала.

В итоге разработано универсальное устройство, отвечающее предъявляемым требованиям и расширяющее технологические возможности электроэрозионных станков. Устройство можно рекомендовать к использованию на других видах оборудования, при работе которого не оказываются существенных силовых воздействий на обрабатываемую заготовку. В результате внедрения разработанного поворотного устройства планируется сократить в 1,2–2 раза трудоемкость и циклы изготовления ряда деталей и сборочных единиц агрегатов РН «Ангара», при изготовлении которых применяется электроэрозионное оборудование.

Литература

- [1] Новое в электроэрозии — электроэрозионное точение / Перевод из журнала Modern Machinshop // Металлообработка и станкостроение. 2010. № 8. С. 20–23.

IMPROVING THE EFFICIENCY OF THE TECHNOLOGY OF ELECTROEROSION MACHINING OF RSE PARTS WITH USING A ROTARY DEVICE

A.G. Sedlov, A.V. Ershov L.V. Derbenyev

kba@khrunichev.ru

Design Bureau “Armatura”— branch of JSC “Khrunichev SRPSC”

The report discusses the features of the technology of electroerosion machining when performing holes in the bodies of rotation and possible variants of turning of parts for items of rocket and space engineering with the minimum diameter; problems are analyzed and ways of their decisions are offered.

АВТОМАТИЗАЦИЯ ПНЕВМООБОРУДОВАНИЯ ВАКУУМНОЙ УСТАНОВКИ

А.Н. Слепухин, О.И. Хорошев, Н.Н. Петров

kba@khrunichev.ru

КБ «Арматура» — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

В докладе рассматривается вопрос автоматизации пневмооборудования вакуумной установки с целью повышения надежности и безопасности его работы, обеспечения компьютерного контроля и управления параметрами происходящих процессов.

Развитие новой техники, связанной с освоением космического пространства, элементы которой работают в экстремальных условиях, требует всестороннего изучения и испытаний механических свойств материалов, конструктивных элементов и изделий в условиях, приближенных к реальным. Инструментом для имитации таких условий служит различное испытательное оборудование. К их числу относится вакуумная установка, предназначенная для испытаний агрегатов, систем и отсеков космических аппаратов (КА) на герметичность.

Основное внимание в докладе уделено рассмотрению вопроса автоматизации пневмооборудования вакуумной установки (ПВУ).

К ПВУ предъявляются особые требования по обеспечению подачи (сброса) сжатых газов и контрольных газовых смесей на гермовводы (с гермовводов) вакуумной камеры при проведении проверок КА на герметичность, а также по их вакуумированию с целью предохранения испытуемых агрегатов, систем и отсеков от превышения в них давлений выше допустимых. Кроме того, ПВУ обеспечивает выдачу сжатого воздуха для напуска в герметичный объем корпуса вакуумной установки для создания управляющего давления и продувки уплотнений вакуумных насосов.

В состав разработанного ПВУ входят 12 единиц оборудования, задействованных в работе автоматизированной системы управления (АСУ). В каждой единице оборудования размещены контроллеры, которые через платы ввода-вывода непосредственно связаны с датчиками и исполнительными устройствами. В АСУ использованы контроллеры серии WinPAC фирмы ICP DAS, хорошо зарекомендовавшие себя и широко применяющиеся в атомной, нефтегазовой, химической и космической отраслях промышленности. Для уменьшения времени обработки аварийных ситуаций, связанных с превышением рабочих давлений выше допустимых, алгоритмы защиты реализованы на уровне контроллеров.

За основу АСУ принята стандартная двухуровневая сетевая конфигурация. Контроллеры, размещенные в единицах оборудования ПВУ, составляют нижний уровень АСУ. Верхним уровнем АСУ является операторская станция, которая обеспечивает управление исполнительными устройствами путем нажатия соответствующих кнопок, отображение на дисплее текущего состояния исполнительных устройств, регистрацию полного объема параметров испытаний в виде графиков в реальном масштабе времени и числовых значений на текущий момент времени, архивирование и печать информации по всему циклу испытаний. На верхнем уровне используется промышленный компьютер фирмы Advantech. Он отвечает всем требованиям по скорости работы, защищенности и условиям эксплуатации.

Программное обеспечение системы управления ПВУ разработано в инструментальной системе TRACE MODE (ТРЕЙС МОУД) версии 6. TRACE MODE версии 6 — это программный комплекс, предназначенный для разработки и запуска в реальном времени распределенных автоматизированных систем управления технологическими процессами. Особенностью данной системы является возможность программирования задач верхнего и нижнего уровня автоматизированных систем управления в одной инструментальной среде.

Таким образом, автоматизация ПВУ позволила повысить надежность и безопасность работы вакуумной установки, сократить время испытаний и подготовки КА.

AUTOMATION OF PNEUMATIC EQUIPMENT OF VACUUM INSTALLATION

A.N. Slepukhin, O.I. Khoroshev, N.N. Petrov

kba@khrunichev.ru

DB “Armatura” — branch of JSC “Khrunichev SRPSC”

The report considers the issue of automation of pneumatic equipment of vacuum installation for the purpose of increasing the reliability and safety of its operation, providing computer monitoring and controlling parameters of the current process.

ИННОВАЦИОННЫЕ МЕТОДЫ ПОЛУЧЕНИЯ ИСКУССТВЕННОЙ ШЕРОХОВАТОСТИ НА ПОВЕРХНОСТЯХ ТЕПЛОАГРУЖЕННЫХ ДЕТАЛЕЙ КАМЕР СГОРАНИЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ

А.Ю. Рязанцев^{1,2}

ryazantsev86@rambler.ru

С.С. Юхневич^{1,2}

serge1975@yandex.ru

А.А. Широкожухова^{1,2}

anamyagkih@yandex.ru

¹АО «Конструкторское бюро химавтоматики», г. Воронеж

²ФГБОУ ВО «Воронежский государственный технический университет», г. Воронеж

Показаны области использования комбинированной обработки, а также представлены новейшие методы получения искусственной шероховатости на поверхностях деталей.

Для перехода экономики России на высокотехнологичный путь развития и импортозамещения на базе высоких технологий важнейшее значение имеет развитие российской авиации и космонавтики. Для изделий авиационно-космической техники свойственны наиболее жесткие условия: перегрузки, импульсные усилия, большие градиенты температур, снижение усталостной прочности за счет циклических нагружений (вибраций, толчков, ударов и т. д.). При изготовлении требуется обеспечить высокую точность и качество поверхностного слоя теплонагруженных деталей.

Для современных двигателей ЖРД характерна высокая теплонапряженность. Обеспечить работоспособность и ресурс в таких условиях сложно. Искусственно создается турбулентное движение жидкости, которое интенсифицирует съем тепла со стенок деталей, например камеры сгорания ЖРД. Снижению температуры стенок камеры и повышению надежности способствует создание искусственной шероховатости в самой «горячей» зоне. В этом случае повышение долговечности и безотказности деталей — оболочек — в целом решается технологическими методами [1]. Наиболее распространенными методами получения искусственной шероховатости в машиностроении являются механический и электроэрозионный.

При «нанесении» искусственной шероховатости на поверхности оболочки камеры сгорания ЖРД с применением механической обработки в качестве режущего инструмента используется ролик, процесс происходит методом выдавливания инструментом на станках типа ГФ-2141 после фрезерования каналов охлаждения. На ролике нанесен профиль шероховатости, в процессе обработки ролик продавливает впадины на дне пазов. Процесс в данном случае производительный, но может привести к деформации детали и, как следствие, к нарушению геометрии окончательно изготовленного изделия и физико-химических свойств поверхностного слоя обрабатываемой заготовки [2].

Электроэрозионная обработка выполняется с использованием линейного электроискрового координатно-прошивочного станка с системой автопрограммирования

типа Sodick AD55L. Недостатками способа являются относительно большой износ электрода-инструмента (например, величина износа латунных электродов составляет 25...30 %, объема металла, снятого с детали), что значительно удорожает этот вид обработки и затрудняет получение необходимой точности, требует большого расхода энергоресурсов, а также крайне низкая производительность.

Анализ методов показал, что в современной науке и технике существует потребность в создании технологии шероховатых поверхностей металлических изделий. Одним из наиболее эффективных направлений совершенствования технологий получения шероховатости является комбинирование различных методов воздействия на обрабатываемую поверхность. При этом следует рассматривать различные воздействия (по виду интенсивности), которые могут позволить достичь предельного значения одного из показателей, но слабо повысить (или понизить) другие значимые показатели качества (например, получить перенаклеп поверхностного слоя). Поэтому необходимо найти совместный эффект используемых в методе воздействий, который обеспечивает требуемые показатели качества. В числе ограничений используют технологические, экономические факторы, минимизацию негативного воздействия на окружающую среду.

Для решения проблемы получения искусственной шероховатости на машиностроительных предприятиях в настоящее время внедряется запатентованный способ высокопроизводительной комбинированной обработки. Задачей изобретения является получение искусственной шероховатости с высокой производительностью без снижения качества поверхностного слоя изделия, с необходимыми технологическими параметрами, а также расширение области использования способа. Изобретение относится к области машиностроения и может быть использовано при нанесении искусственной шероховатости на поверхности деталей, используемых в аэрокосмической отрасли, в частности, на прямых участках каналов охлаждения теплонагруженной детали — оболочки, входящей в состав камеры сгорания ракетного двигателя. Способ включает обработку детали волоконным лазером на прецизионном лазерном комплексе на первом этапе, после чего на чистовом режиме электрохимическим способом выполняют окончательную обработку неровностей [3].

Для изучения физико-механических свойств материала до и после применения комбинированного метода обработки и возможного изменения структуры материала проведены исследования. При проведении механических испытаний использовалась разрывная машина Р5 с камерой нагрева, в процессе химического анализа применялись фотоэлектрический фотометр КФК-3 и потенциометрическая установка. Результаты химического анализа не выявили изменения структуры материала. Металлографические исследования показали, что материал изготовленных деталей после нанесения искусственной шероховатости соответствует требованиям нормативной документации, изменения структуры и свойств материала, влияющих на качество, не происходит.

Обработка высокоскоростными комбинированными методами дает возможность обеспечить необходимые технологические требования к детали, не нарушает химический состав обрабатываемых материалов, что позволяет улучшить механические свойства и увеличить ресурс работы деталей. Полученные результаты позволяют использовать высокоскоростную комбинированную размерную обработку для изготовления изделий любой геометрической формы для авиации, космонавтики и других отраслей промышленности.

Новизна данной работы состоит в том, что в ней впервые предложены инновационные способы комбинированной обработки для получения регулируемой шероховатости на поверхностях. Отработаны рабочие режимы обработки поверхностей деталей ракетных двигателей с целью получения шероховатости в соответствии с тре-

бованиями нормативной документации. Результаты работы в настоящее время внедряются в серийное производство на машиностроительных предприятиях, оформлен патент №2618594, что расширяет область использования способа.

Литература

- [1] Бондарь А.В. Качество и надежность. М.:Машиностроение, 2007. 308 с.
- [2] Гордон А.М. Специальные технологии. Очерки производства жидкостных ракетных двигателей: научно-юбилейный сборник. ВМЗ — филиал ФГУП «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» / А.М. Гордон, С.С. Юхневич, А.С. Грибанов, А.И. Портных. Воронеж: ОАО «Воронежская областная типография», 2013. 352 с. С. 65–80.
- [3] Ryazantsev A.Yu., Yukhnevich S.S. Use of combined methods of treatment to obtain artificial roughness on the parts surfaces // MATEC Web of Conferences: International Conference on Modern Trends in Manufacturing Technologies and Equipment (ICMTMTE 2018). 2018. Vol. 224, 01058. DOI: 10.1051/mateconf/201822401058

INNOVATIVE METHODS FOR OBTAINING ARTIFICIAL ROUGHNESS ON THE HEAT-LOADED PARTS SURFACES OF THE COMBUSTION CHAMBERS OF LIQUID ROCKET ENGINES

A.Yu. Ryazantsev^{1,2}

S.S. Yukhnevich^{1,2}

A.A. Shirokozuhova^{1,2}

ryazantsev86@rambler.ru

serge1975@yandex.ru

anamyagkih@yandex.ru

¹ JSC Design Bureau of Chemical Automation, Voronezh

² Voronezh State Technical University, Voronezh

The paper shows the areas of use of combined treatment and also presents the latest methods of obtaining artificial roughness on the surfaces of parts.

ОСНОВНЫЕ ПОЛОЖЕНИЯ ТЕХНОЛОГИИ ОБСЛЕДОВАНИЯ ОБЪЕКТОВ НАЗЕМНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ И ОЦЕНКИ ИХ ФАКТИЧЕСКОГО ОСТАТОЧНОГО РЕСУРСА ПРИ ПРОДЛЕНИИ ИХ СРОКА СЛУЖБЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ С УЧЕТОМ ЭКОНОМИЧЕСКОЙ ЭФФЕКТИВНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ СИСТЕМЫ ЭКСПЛУАТАЦИИ ДАННЫХ ОБЪЕКТОВ

М.Ю. Ерофеев

П.А. Ханин

В.А. Эртман

Л.В. Эртман

trasimatza@mail.ru

baklanov@niiks.com

НИИ КС имени А.А. Максимова — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Приведены основные положения технологии обследования объектов наземной космической инфраструктуры и оценки их фактического остаточного ресурса при продлении их срока службы с использованием методов и средств неразрушающего контроля с учетом

экономической эффективности функционирования системы эксплуатации данных объектов.

Обследования систем и агрегатов стартовых и технических комплексов и других объектов наземной космической инфраструктуры (далее — объектов НКИ) при продлении их срока службы с использованием методов и средств неразрушающего контроля (НК) выполняется специалистами «НИИ КС имени А.А. Максимова» — филиала АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» (далее — НИИ КС) с целью сбора исходных данных (ИД) для оценивания фактического технического состояния (ТС), оценки остаточного ресурса и выдачи заключения о возможности и условиях его дальнейшей эксплуатации.

При обследовании объектов НКИ специалистами НИИ КС в соответствии с разрешительными документами на аттестованную при НИИ КС Лабораторию НК используются следующие виды и методы НК [1]:

- визуальный и измерительный контроль (ВИК);
- ультразвуковой контроль (УЗК): ультразвуковая дефектоскопия, ультразвуковая толщинометрия и ультразвуковое течеискание;
- вибродиагностический контроль (ВДК);
- тепловой контроль (ТК);
- контроль твердости материалов (КТМ);
- акустико-эмиссионный контроль (АЭ);
- магнитопорошковый контроль (МК).

Обследование объектов НКИ выполняется строго в соответствии с требованиями нормативно-технических и руководящих документов в области НК, а также в соответствии с методикой проведения анализа и оценки эксплуатационно-технической документации (ЭТД) и методиками проведения ВИК, УЗК, КТМ, ВДК, ТК, МК и оценки ТС объектов НКИ.

Работы выполняются по технологическим картам контроля, разработанным специалистами НИИ КС.

В соответствии с разработанным методическим аппаратом основными количественными и качественными характеристиками (показателями), подлежащими оценке, являются [2]:

- в ходе анализа ЭТД объекта НКИ — наличие и состояние ЭТД; установление (уточнение) ИД для проведения НК; предварительная оценка ТС объекта и его элементов, а также определение элементов, работающих в наиболее напряженных условиях;
- при ВИК элементов объекта НКИ — наличие (отсутствие) дефектов; характеристики выявленных дефектов; соответствие элементов объекта требованиям конструкторской (КД), ЭТД и нормативно-технической (НТД) документации;
- при УЗК элементов объекта НКИ — наличие (отсутствие) дефектов; характеристики выявленных дефектов; соответствие элементов объекта требованиям КД, ЭТД и НТД; фактическая толщина материала; наличие (отсутствие) течи в контролируемом объекте;
- при ВДК элементов объекта НКИ — параметры вибрации (среднеквадратические и пиковые значения виброскорости, виброускорения и виброперемещения); оцилограммы и спектры сигнала (при необходимости);
- при ТК элементов объекта НКИ — температура нагрева; характеристики температурных (тепловых) полей (при необходимости);
- при КТМ элементов объекта НКИ — фактическая твердость материала;
- при МК элементов объекта НКИ — наличие (отсутствие) дефектов; характеристики выявленных дефектов; соответствие элементов объекта требованиям КД, ЭТД и НТД;
- при АЭ контроле элементов объекта НКИ — наличие (отсутствие) дефектов; характеристики выявленных дефектов.

При необходимости могут использоваться дополнительные количественные и качественные характеристики (показатели).

Режимы обследования и требования к объему измерений, достаточному для достоверной оценки определяемых характеристик (показателей) объектов НКИ, определяются вышеуказанными методиками обследования и оценки ТС объектов НКИ, а также руководствами по эксплуатации (РЭ) на используемое диагностическое оборудование.

В общем случае обследование объектов НКИ может включать следующие виды работ [2]:

- ознакомление с документацией;
- оценка состояния системы технического обслуживания и ремонта;
- проверку наличия ЗИП;
- проверку состояния металлических конструкций, механического оборудования, электрооборудования, оборудования гидросистем, системы управления;
- проведение необходимых испытаний;
- составление ведомости дефектов;
- оформление результатов обследования, а также другие необходимые обследования.

По результатам обследования составляется ведомость дефектов, с использованием которой осуществляются оценка фактического ТС объекта НКИ, оценка его остаточного ресурса, возможности и условий его дальнейшей эксплуатации.

Оценка фактического ТС и остаточного ресурса объектов НКИ по результатам обследования с использованием методов и средств НК осуществляется с использованием количественных и качественных характеристик (показателей), строго в соответствии с требованиями КД, ЭТД, НТД, РД, с разработанными и утвержденными методиками, а также с использованием:

- методики оценивания вероятностно-временных характеристик системы эксплуатации объектов НКИ, находящихся за пределами назначенных показателей ресурсов [3];
- методики оценивания и прогнозирования ТС объектов НКИ, находящихся за пределами назначенных показателей ресурса [3];
- методики оценивания экономической эффективности функционирования системы эксплуатации объектов НКИ, находящихся за пределами назначенных показателей ресурса [4].

Использование разработанных методик дает возможность обоснованно назначать сроки продления эксплуатации объектов НКИ до повторного технического диагностирования и экономить финансовые и материальные средства при планировании и реализации эксплуатационных мероприятий.

Литература

- [1] Свидетельство об аттестации Лаборатории неразрушающего контроля «НИИ КС им. А.А. Максимова» — филиала АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» № 61А0010727 от 1 марта 2019 г.
- [2] Методика проведения анализа и оценки эксплуатационно-технической документации, НИИ КС, 2016.
- [3] НТО № 3/11/990-1. Юбилейный: НИИ КС, 2011.
- [4] НТО № 3/11/990-2. Юбилейный: НИИ КС, 2011.

THE MAIN PROVISIONS OF THE TECHNOLOGY OF THE SURVEY OF GROUND SPACE INFRASTRUCTURE OBJECTS AND MEASURE THEIR ACTUAL RESIDUAL LIFE WHILE EXTENDING THEIR SERVICE LIFE USING NON-DESTRUCTIVE CONTROL, TAKING INTO ACCOUNT ECONOMIC EFFICIENCY OF FUNCTIONING OF SYSTEM OPERATION OF THESE FACILITIES

M.Y. Erofeev
P.A. Khanin
V.A. Ertman
L.V. Ertman

trasimatza@mail.ru
baklanov@niiks.com

Maksimov Research Institute of space systems — branch of JSC "Khrunichev state space research and production center"

The main provisions of the technology of the survey of objects of ground space infrastructure and evaluation of their actual residual life when extending their service life with the use of methods and means of non-destructive testing, taking into account the economic efficiency of the operation system of these objects.

ТЕХНОЛОГИЯ СТАТИСТИЧЕСКОГО КОНТРОЛЯ СВОЙСТВ НАНОМАТЕРИАЛОВ И ПОКРЫТИЙ В УСЛОВИЯХ ВОЗДЕЙСТВИЯ ИОНИЗИРУЮЩИХ ИЗЛУЧЕНИЙ И ОЦЕНКИ НАДЕЖНОСТИ ИЗДЕЛИЙ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ, СОЗДАНЫХ НА ИХ ОСНОВЕ

Л.В. Эртман
В.Б. Рудаков
А.С. Бурцев
В.И. Бакланов
П.А. Филоненко

baklanov@niiks.com

НИИ КС имени А.А. Максимова — филиал АО «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева»

Предложена технология, направленная на повышение достоверности оценки надежности космической техники на основе использования информации о свойствах, параметрах и работоспособности наноматериалов и покрытий и изготовленных из наноматериалов изделий в процессе статистического контроля и повышение эффективности статистического контроля надежности с учетом рационального распределения затрат на проведение испытаний.

Тенденция к миниатюризации и снижению энергопотребления при повышении общей эффективности системы, снижении массовых и габаритных характеристик наглядно проявилась в области компьютерной техники и электроники. Достижения в этих областях послужили одним из важнейших катализаторов к переходу от индустриальной к информационной эпохе развития человеческой цивилизации. В настоящее время указанные процессы в полной мере идут и в космической области, в которой создается и эксплуатируется множество космических систем различной сложности и различного целевого назначения. Миниатюризация в космической сфере особенно актуальна, так как запуск 1 кг массы полезной нагрузки на орбиту сейчас составляет несколько десятков тысяч долларов.

Установлено, что наноматериалы обладают структурными особенностями [1]. Структурные особенности наноматериалов явились причиной наличия у них уникальных кинетических, электрических, магнитных и механических свойств. А радиационные эффекты, возникающие под действием ионизирующего излучения в наноструктурах и созданных на их основе материалах, имеют ряд особенностей по сравнению с аналогичными эффектами в объектах, размеры которых лежат в микро- и макродиапазонах. Вместе с тем до настоящего времени отсутствует достаточно полное и общепринятое количественное описание специфики радиационных эффектов в наноструктурах и их влияния на свойства наноматериалов и надежность изделий, создаваемых на их основе. Поэтому в настоящее время активно ведутся исследования, направленные на решение всей совокупности обозначенных вопросов.

Также с появлением уникальных изделий космической техники из наноматериалов возникла необходимость дополнительного исследования методов оценки надежности изделий космической техники из наноматериалов. Существующие методы оценки надежности основаны на использовании статистической информации о надежности изделий-аналогов и результатах испытаний изделий, изготовленных из наноматериалов и покрытий, а также на объединении указанных выше априорной и экспериментальной оценок. В настоящее время априорная информация о надежности аналогов изделий, изготовленных из наноматериалов и покрытий, ограничена, поэтому основным источником информации о надежности указанных изделий является информация, полученная по результатам натурных испытаний, когда опытные образцы изделий последовательно подвергаются воздействию условий наземного хранения и факторов космического пространства, а также наземных ускоренных испытаний. Полученной по результатам испытаний изделий космической техники экспериментальной информации часто недостаточно для получения достоверной статистической оценки и контроля надежности, поэтому необходима дополнительная информация, позволяющая повысить достоверность оценок надежности. Также следует отметить, что процесс проведения испытаний сопряжен с большими временными и стоимостными затратами, связанными с изготовлением опытных партий изделий для проведения испытаний, эксплуатацией стендовой базы, затратами на обслуживающий персонал, и как следствие, он нуждается в научно обоснованном планировании с целью рационального распределения имеющихся средств.

Таким образом, применительно к изделиям космической техники, изготовленным из наноматериалов и покрытий, актуальным является разработка технологии статистического контроля свойств наноматериалов и покрытий в условиях воздействия ионизирующих излучений и оценки надежности изделий космической техники, созданных на их основе (далее — технология). Технология позволит использовать дополнительную информацию для повышения достоверности оценки и контроля надежности в условиях ограниченного объема статистической информации, а также определить необходимый объем и глубину статистического контроля свойств наноматериалов и нанопокровтий, а также изделий космической техники, созданных на их основе, позволяющих обеспечить рациональное распределение ресурсов на проведение статистического контроля.

Объектом контроля в технологии являются изготовленные из наноматериалов и покрытий изделия космической техники, предназначенные для функционирования в условиях длительного воздействия факторов космического пространства. Методической основой технологии являются математические модели и алгоритмы статистического контроля свойств наноматериалов и покрытий для космической техники в условиях длительного воздействия факторов космического пространства и оценки надежности изделий космической техники из наноматериалов. Основные методические положения статистического контроля сложных систем приведены в работе [2].

Технология позволяет определить оптимальный план статистического контроля свойств новых наноматериалов и покрытий с учетом оценки надежности изделий космической техники из наноматериалов на основе минимизации системы целевых функций потерь. Также технология позволяет учитывать информацию о свойствах, параметрах и работоспособности наноматериалов и изделий, изготовленных из наноматериалов, в процессе статистического контроля путем объединения информации о надежности последовательности объектов «наноматериал – элемент из наноматериала – изделие».

Технология соответствует современному отечественному и зарубежному уровню научно-технических разработок в области автоматизации сбора и обработки информации о надежности сложных изделий, и она может быть использована на предприятиях ракетно-космической отрасли для автоматизированной оценки и анализа надежности перспективных образцов космических средств, оснащенных изделиями из наноматериалов и покрытий.

Литература

- [1] Мир материалов и технологий. Наноструктурные материалы / под редакцией Р. Ханника, А. Хилл, пер. с англ. А.А. Шустикова под ред. Н.И. Бауровой. М.: Техносфера, 2009. 488 с.
- [2] Меньшиков В.А., Рудаков В.Б., Сычев В.Н. Контроль качества космических аппаратов при отработке и производстве. М.: Машиностроение, 2009. 400 с.

TECHNOLOGY OF THE STATISTICAL CONTROL OF PROPERTIES NANOMATERIALS AND COVERINGS IN CONDITIONS OF INFLUENCE AND SPACE RADIATION AND A PREDICTION OF RELIABILITY OF THE SPACE TECHNICS CREATED ON THEIR BASIS

L.V. Ertman

V.B. Rudakov

A.S. Burtsev

V.I. Baklanov

P.A. Filonenko

baklanov@niiks.com

Scientific Research Institute of the space systems named after A.A. Maksimov — a branch of JSC "GKNPTS named after M.V. Khrunichev"

The technology is directed on increase in accuracy of an estimation of reliability of space technics on the basis of use of the information concerning properties and parameters of nanomaterials during the statistical control and rational distribution of volumes of tests of the space technics made of nanomaterials.

МЕТОДИЧЕСКИЕ ОСНОВЫ КОМПЛЕКСИРОВАННОГО МОНИТОРИНГА ХАРАКТЕРИСТИК И ПАРАМЕТРОВ СОСТОЯНИЯ ИННОВАЦИОННЫХ ИЗДЕЛИЙ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ НА ВСЕХ ЭТАПАХ ИХ ЖИЗНЕННОГО ЦИКЛА

Г.Г. Вокин¹

Д.А. Селиверстов²

¹ НИИ космических систем имени А.А. Максимова — филиал
АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева», г. Королёв

² Ракетно-космический завод, АО «ГКНПЦ им. М.В.Хруничева», Москва

В интересах обеспечения высокого уровня надежности и качества изделий ракетно-космической техники проводится, как известно, целый ряд соответствующих мероприятий, работ и процедур на всех основных этапах их проектирования, производства, испытаний и применения. Одним из эффективных направлений обеспечения высокой работоспособности изделий на упомянутых этапах жизненного цикла является комплексированное использование метрологических средств, построенных на различных физических принципах. При таком подходе, связанном с дублированием измерений характеристик изделий различными метрологическими средствами, существенно возрастают возможности обеспечения достоверности и повышенной точности измерений. В этом случае имеет место компенсация ограниченных возможностей одних средств специфическими возможностями других средств.

В соответствии с установками выдвигаемой методологии, в первую очередь, происходит выявление ключевых и технологически критичных элементов изделий, особенностей технологий их производства, испытаний и эксплуатации, формирование состава критичных характеристик и параметров состояния изделий.

Кроме того, осуществляется выбор комплекса метрологических средств различной физической природы, потенциально способного обеспечить высокоточное и достоверное определение важнейших ключевых характеристик и параметров состояния изделий. Среди наиболее типичных метрологических средств можно выделить механические средства измерения, акустические, радиационные и рентгеновские датчики, оптические и электрофизические средства, средства на основе химических процессов и т. п. При этом для обеспечения требуемой точности и достоверности измерений показателей (характеристик) изделий к метрологическим средствам выдвигаются обоснованные требования соответствующих состава и уровня.

Следует особо подчеркнуть, что в соответствии с выдвигаемой методологией на каждом этапе жизненного цикла должен иметь место свой специфический рациональный (предпочтительный, близкий к оптимальному) состав метрологических средств. Согласно методологии, на основе многовекторного анализа проводится определение состава и выбор рациональных (предпочтительных) комплексированных средств метрологического обеспечения.

Использование этих средств позволяет с требуемой точностью определять параметры состояния и характеристики критичных элементов изделий на таких этапах, как механическая обработка, изготовление электротехнической, электрической и оптико-электронной аппаратуры, применение химических технологий, входной контроль элементной базы и т. д.

Экспертно-аналитический подход позволяет определять характеристики (показатели) изделий с требуемым уровнем точности и надежности при минимальном количестве используемых (привлекаемых) метрологических средств различной физической природы.

Метрологическому мониторингу подвергаются изделия на всех основных этапах их жизненного цикла, в том числе на таких этапах, как математическое и физическое моделирование, лабораторные испытания, стендовые испытания, натурные испытания, применение и эксплуатация. При этом мониторинг должен осуществляться как в режиме ожидания (хранения), так и, главным образом, в рабочем режиме.

Повышенную оперативность и эффективность процессов мониторинга предлагается обеспечивать на основе их компьютерной автоматизации путем создания экспертно-аналитической системы компьютерной поддержки. При этом определяются функции, структура и состав программно-аппаратного комплекса системы и ее информационно-справочная база данных.

В итоге выполнения упомянутых процедур может быть сформирована рациональная (близкая к оптимальной) структура комплексированной системы обеспечения эффективного мониторинга параметров состояния и характеристик изделий на всех основных этапах их создания и применения.

Кроме того, также произведена оценка ожидаемого эффекта и практической значимости использования предложенной методологии, соответствующего комплекса метрологических средств и экспертно-аналитической системы компьютерной поддержки.

METHODOLOGICAL FOUNDATIONS OF INTEGRATED MONITORING OF CHARACTERISTICS AND STATE PARAMETERS OF INNOVATIVE PRODUCTS OF ROCKET AND SPACE TECHNOLOGY AT ALL STAGES OF THEIR LIFE CYCLE

G.G. Vokin¹

D.A. Seliverstov²

¹ Space Systems Research and Development Institute named after A. A. Maksimov — a branch of Joint Stock Company “Khrunichev State Research & Production Space Center”, Korolev

² Rocket and Space Plant in Joint Stock Company “Khrunichev State Research & Production Space Center”, Moscow

In the interests of ensuring a high level of reliability and quality of rocket and space technology products, as is known, a number of relevant measures, works and procedures are carried out at all the main stages of their design, production, testing and application. One of the effective ways to ensure high performance of products at the mentioned stages of the life cycle is the integrated use of metrological tools built on various physical principles. With this approach, associated with the duplication of measurements of product characteristics by various metrological means, the possibilities of ensuring reliability and increased accuracy of measurements significantly increase. In this case, there is compensation for the limited capabilities of some measuring instruments by the specific capabilities of the other ones.

К ВОПРОСУ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ТЕХНОЛОГИИ ПОДГОТОВКИ БАЗОВОГО МАСЛЯНОГО СЫРЬЯ ДЛЯ ГИДРАВЛИЧЕСКИХ ПРИВОДОВ

С.А. Адаснаева

saida_0501@bk.ru

П.С. Кишук

petruha-seregovich@yandex.ru

АО «Государственный космический научно-производственный центр
имени М.В. Хруничева»

Показано, что эффективным путем повышения глубины отбора масляных фракций, снижения энергетических затрат при ректификации являются волновые методы воздействия на масляное сырье. Проведенная экспериментальная работа показала, что обработка нефтяных остатков ультразвуком позволяет повысить отбор масляных фракций до 4 % масс., а воздействие магнитным полем до 6 % масс.

Ракетно-космическая отрасль России в настоящее время вновь обретает первостепенную значимость, конкурируя с энергетическими отраслями промышленности по своей доходности и оставаясь важнейшей с позиции обороноспособности страны. Развитие ракетно-космической техники и обеспечение надежности ее эксплуатации, согласно современным требованиям, относятся к приоритетным государственным задачам России. Решение вопросов эксплуатации систем управления ракет практически невозможно без использования гидропривода и, следовательно, масла как его неотъемлемой части.

В современных машинах и механизмах широко используется передача энергии через жидкость, находящуюся в замкнутой системе. Давление, оказываемое на жидкость, передается почти мгновенно по всем направлениям благодаря тому, что жидкость практически несжимаема. Гидравлические системы передачи усилий имеют ряд преимуществ перед пневматическими, электрическими и механическими системами. Поэтому они получили широкое распространение в технике и применение их в будущем будет расширяться.

Гидравлические масла [1–3] (рабочие жидкости для гидравлических систем) разделяют на нефтяные, синтетические и водно-гликолевые. Гидравлические масла должны обладать определенными смазывающими свойствами, предохраняя трущиеся сопряжения от износа. Кроме того, гидравлические масла должны очищать детали системы от накопившихся продуктов износа, иметь температуру застывания ниже температуры окружающего воздуха, температура испарения должна быть на 20...30 °С выше возможных режимов работы гидросистемы, поскольку в системе не должны образовываться паровые пробки. А также масла должны обладать хорошими вязкостно-температурными свойствами для обеспечения работы гидросистемы в широком диапазоне температур.

Одним из возможных путей подготовки нефтяного сырья к переработке является использование нетрадиционных методов активации данного сырья, а именно воздействие на него различного типа полями (магнитное, акустическое). Известно, что воздействие ультразвука приводит к снижению размеров дисперсных частиц нефтяного сырья, а магнитное поле способствует их упорядочению в направлении вектора магнитного поля, фиксируя новую структуру нефтяной дисперсной системы. Причем эта структура характеризуется большей гомогенностью, меньшими вязкостью и поверхностным натяжением, что ведет к повышению качественных показателей. При этом повышаются количественные показатели переработки углеводородного сырья. Так, например, обработка нефтяных остатков ультразвуком позволяет повысить отбор масляных фракций на 3...4 % масс., а воздействие магнитным полем — на 3...6 % масс. Есть основание полагать, что совмещение способов активирования углеводородного

сырья, а именно магнитно-акустическое воздействие приведет к синергетическому эффекту.

Влияние такого воздействия изучали на примере базового гидравлического масла. Были определены размеры частиц дисперсной фазы фотоколориметрическим методом, измерения оптической плотности проводили на длинах волн 400, 440, 490, 540, 590, 670, 750 нм. Омагничивание проводилось при величине магнитной индукции от 0,08 до 0,225 Тл и линейной скорости подачи базового гидравлического масла 0,003 м/с, 0,007 м/с с основной частотой излучателя 35...40 кГц.

При наложении на поток базового масла магнитного поля с индукцией 0,206 Тл происходит снижение размера дисперсных частиц в среднем на 10 %. Рост линейной скорости при обработке также приводит к уменьшению размера частиц. При обработке только магнитным полем с магнитной индукцией 0,225 Тл выход фракций, выкипающих до 380 °С увеличился в среднем на 2,8 % об.; при обработке ультразвуком с основной частотой излучателя 40 кГц — на 1,9 % об.; при совместной обработке ультразвуком с основной частотой излучателя 40 кГц и магнитным полем с магнитной индукцией 0,15 Тл — 9,9 % об.

Таким образом, предварительная совместная обработка ультразвуком и магнитным полем при переработке углеводородного сырья позволяет существенно увеличить глубину отбора масляных фракций и снизить энергетические затраты при ректификации при равных отборах.

Литература

- [1] Черножуков Н.И., Казакова Л.П. Методика выделения и характеристика твердых ароматических углеводородов масляных фракций нефти // Химия и технология топлив и масел. 1956. № 1. С. 57–61.
- [2] Цыбулевский А.М., Бочаров В.И., Гореченкова Н.А. Переработка нефтяных газов // Сборник материалов. 1977. № 2. С. 133–143.
- [3] Шафранский Е.Л., Карташов М.В. Освоение работы установки селективной очистки N-метилпирролидоном по технологии фирмы «ТЕКСАКО» (США) // Нефтепереработка и нефтехимия. 1996. № 6. С. 4–6.

TO THE QUESTION OF IMPROVING THE TECHNOLOGY OF PREPARATION OF BASIC OIL RAW MATERIALS FOR HYDRAULIC DRIVES

S.A. Adaspaeva
P.S. Kishchuk

saida_0501@bk.ru
petruha-seregovich@yandex.ru

Khrunichev State Research and Production Space center

It has been shown that wave methods of influencing oil raw materials are an effective way to increase the depth of selection of oil fractions and reduce energy costs during rectification. The experimental work showed that the treatment of oil residues by ultrasound can increase the selection of oil fractions up to 4 % of the mass., And exposure to a magnetic field to 6 % of the mass.

ИССЛЕДОВАНИЕ ЭЛЕКТРОЭРОЗИОННОЙ ОБРАБАТЫВАЕМОСТИ ЖАРОПРОЧНЫХ СПЛАВОВ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ТЕХНОЛОГИИ ПРОШИВКИ ОТВЕРСТИЙ МАЛОГО ДИАМЕТРА

С.В. Кушнarenко¹

kushnarenko@list.ru

А.О. Фомичев²

darkdragon6666@mail.ru

Ю.П. Астахов²

К.А. Богданов²

¹АО НПО «Энергомаш» им. академика В.П. Глушко

²ФГУП «НПО Техномаш»

Проведен ряд экспериментов по определению обрабатываемости жаропрочных сплавов ХН52, ХН58, ЖС6У, ЖС32 с целью уточнения значения удельной эрозии материала (k_m) для исследуемого металла. Несмотря на большой объем исследований, посвященных данной тематике, справочные значения данной величины не конкретизированы, предложен лишь диапазон ее изменения для отдельных групп материалов. Точное значение величины k_m для исследуемых сплавов необходимо для разработки технологических процессов электроэрозионной обработки.

Обрабатываемость материалов — одно из важнейших технологических свойств, характеризующее совокупность качеств материала, которая определяет способность материала поддаваться обработке режущими инструментами. С другой стороны, можно сказать, что обрабатываемость металлов резанием отражает способность металлов ограничивать производительность их обработки, вызывать затруднения в обеспечении требуемой точности и качества обработанной поверхности, требовать для своей обработки специальных приспособлений и вообще вносить различные трудности в их обработку.

Обрабатываемость не имеет четкого определения, ее нельзя выразить, к примеру, цифрами. В широком смысле слова она определяет способность материала заготовки быть обработанным, виды износа, сопровождающие процесс обработки.

Различают обрабатываемость лезвийными инструментами, абразивными инструментами (шлифуемость), обрабатываемость методами физико-химической обработки и др. Преобладающее положение лезвийной обработки в структуре современного машиностроения обусловило наибольшее развитие методов определения обрабатываемости для лезвийной обработки. Причем подавляющая часть этих методов разработана для оценки обрабатываемости металлов [1].

Жаропрочные сплавы из-за своей вязкости обрабатываются обычным резанием значительно хуже, чем конструкционные или инструментальные стали, а электроэрозионным методом — лучше. Объясняется это тем, что жаропрочные сплавы имеют низкие теплопроводность и теплоемкость, а именно эти свойства материалов и оказывают существенное влияние на обрабатываемость их электроэрозионным способом.

Электрический разряд в межэлектродном промежутке приводит к эрозии обоих электродов. Известно, что интенсивный износ инструмента существенно осложняет достижение заданной точности при размерном формообразовании. Поэтому задача повышения стойкости инструмента, т. е. снижения скорости его эрозии, всегда рассматривалась и рассматривается как одна из центральных в технологии электроэрозионной обработки. В то же время в большинстве технологических задач основным критерием, вытекающим из технико-экономических соображений, является производительность обработки, определяемая скоростью эрозии электрода-заготовки.

Таким образом, в технологиях электроэрозионной обработки приходится решать две прямо противоположные задачи в условиях одного и того же механизма разруше-

ния материала электродов и удаления продуктов разрушения, чтобы обеспечить максимальную скорость эрозии одного из них и минимальную скорость эрозии другого [2].

Литература

- [1] Саушкин Б.П., Елисеев Ю.С. Электроэрозионная обработка изделий авиационно-космической техники. М.: Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 437 с.
- [2] Ставицкий И.Б. Разработка методов повышения производительности электроэрозионной прошивки прецизионных глубоких отверстий: дис. ... канд. техн. наук (05.03.01). М., 1994.

INVESTIGATION OF ELECTROEROSIVE MACHINABILITY OF HEAT-RESISTANT ALLOYS IN RELATION TO THE FIRMWARE TECHNOLOGY SMALL DIAMETER HOLES

S.V. Kushnarenko¹

A.O. Fomichev²

Yu.P. Astakhov²

K.A. Bogdanov²

kushnarenko@list.ru

darkdragon6666@mail.ru

¹ JSC NPO "Energomash" named after academician V.P. Glushko

² FSUE "NPO Technomash"

The article deals with the determination of machinability of heat-resistant alloys XH52, XH58, ЖС6У, ЖС32, in order to clarify the value of specific erosion of the material (k_m) for the metal under study. Despite the large amount of research devoted to this topic, the reference values of this value are not specified, only the range of its change for individual groups of materials is proposed. The exact value of the k_m value for the alloys under study is necessary to compare the experimental data with the theoretically calculated ones.

ТЕХНОЛОГИЧЕСКИЕ ОСОБЕННОСТИ ПОЛУЧЕНИЯ И СВОЙСТВА МЕТАЛЛИЧЕСКИХ МАТЕРИАЛОВ СО СПЛОШНОЙ И ЯЧЕИСТОЙ СТРУКТУРОЙ, ИЗГОТОВЛЕННЫХ МЕТОДАМИ АДДИТИВНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ

А.В. Юдин

С.А. Кунавин

В.В. Береговский

А.В. Дуб

kun-serg@mail.ru

АО «НПО «ЦНИИТМАШ»»

Изложены особенности технологических режимов, разработанных для получения материалов со сплошной и с ячеистой структурой, изготовленных из порошков аустенитной коррозионно-стойкой стали 316L и титана марки ВТ1-00, на установке послойного наращивания Melt Master3D-550 методом селективного лазерного плавления. Исследовано влияние технологических режимов на их механические свойства.

В настоящее время все большее распространение получают методы получения различных типов материалов и конструкций, основанные на аддитивных технологиях.

В данной работе рассмотрено получение экспериментальных объемных образцов различной конфигурации (сплошных и ячеистых) из порошков аустенитной коррозионностойкой стали 316L и титана марки BT1-00 на установке послойного наращивания методом селективного лазерного плавления (СЛП) Melt Master3D-550 разработки и производства АО «НПО «ЦНИИТМАШ»». Приведено описание и рассмотрены отличительные особенности конструкции установки.

Проведенные исследования показали, что даже небольшое изменение основных технологических параметров процесса СЛП может оказывать существенное влияние на структуру и свойства объемных образцов, изготовленных из порошка коррозионно-стойкой стали 316L. Основными из них являются плотность энергии лазерного излучения, шаг сканирования, угол выращивания. Установлено, что существует оптимальное соотношение между увеличением плотности лазерного излучения и уменьшением шага сканирования, позволяющее получать наиболее однородную структуру конструируемого материала и минимальный разброс механических свойств, связанный с анизотропией, возникающей в результате особенностей технологического процесса СЛП, а именно послойным выращиванием. Отклонение от этого оптимального соотношения как в одну, так и в другую сторону вызывает возрастание неоднородности структуры. При недостаточном значении плотности энергии отчетливо начинает проявляться характерная полосчатость (особенно хорошо заметная в плоскости выращивания), отражающая факт послойного нанесения материала. При высоких значениях плотности энергии из-за недостаточности теплоотвода наносимый слой может не успевать полностью сформироваться, что будет приводить к появлению дефектов в структуре материала.

Как было сказано выше, угол выращивания также оказывает существенное влияние на механические свойства. Полученные результаты для стали 316L показывают, что при угле 0° временное сопротивление $\sigma_B = 650$ МПа, условный предел текучести $\sigma_{0,2} = 530$ МПа, относительное удлинение $\delta = 43$ %, при угле 45° — $\sigma_B = 645$ МПа, $\sigma_{0,2} = 545$ МПа, $\delta = 28$ %, при угле 90° — $\sigma_B = 575$ МПа, $\sigma_{0,2} = 470$ МПа, $\delta = 52$ %.

Аналогичные результаты были получены и на образцах, изготовленных из титана марки BT1-00. При этом было установлено, что для увеличения пластических свойств полученных образцов необходимо проводить дополнительную термическую обработку (ТО).

Из результатов испытаний на одноосное растяжение следует:

- без ТО: $\sigma_B = 638$ МПа, $\sigma_{0,2} = 553$ МПа, $\delta = 12$ %, относительное сужение $\psi = 17,5$ %;
- ТО (отжиг 7000С, 2 часа, охлаждение на воздухе): $\sigma_B = 513$ МПа, $\sigma_{0,2} = 436$ МПа, $\delta = 16,0$ %, $\psi = 23,9$ %;
- с ТО (отжиг 8500С, 6 часов, охлаждение на воздухе): $\sigma_B = 522$ МПа, $\sigma_{0,2} = 423$ МПа, $\delta = 19,1$ %, $\psi = 29,2$ %.

Особое внимание в работе уделено разработке технологий получения материалов с ячеистыми структурами. Варьируя технологические параметры с помощью специально разработанного программного обеспечения удастся получать разнообразные ячеистые структуры различной формы и плотности с однородной и случайной структурой.

Основное исследование проведено на образцах со случайной ячеистой структурой. При этом важной задачей было сформировать перегородки (балки), разделяющие ячейки, примерно одинакового размера. Было выявлено, что на боковых поверхностях ребер при всех технологических режимах присутствует приплавленный исходный порошок, который приводит к существенному разбросу геометрических размеров балок. Для удаления приплавленного порошка был подобран соответствующий травитель. После технологической операции травления отклонение от номинального диаметра балок составило не более 65 мкм (диаметр балок в модели 300 мкм, а средний размер пористот 600 мкм).

Механические испытания на одноосное сжатие проводили на образцах кубической формы. Из анализа полученных кривых сжатия в координатах σ – ε следует, что данные зависимости подобны зависимостям, получаемых на образцах со сплошной структурой такой же формы из пластичного материала, т. е. в полной мере реализуются две основные стадии деформирования при сжатии: стадия упругого деформирования (первый участок диаграммы), стадия упругопластического деформирования, на которой отчетливо проявляется эффект упрочнения (второй участок диаграммы). При этом диаграмма σ – ε представляет собой гладкую зависимость, на которой отсутствуют скачки напряжения. Из этого следует, что в течение всего процесса деформирования балки-перегородки деформируются без разрушения.

На основании разработанных технологий (технологических режимов) были изготовлены полномасштабные изделия: из стали 12Х18Н10Т — рабочее колесо насоса, из титана BT1-00 — образцы имплантатов, включающие функциональные и конструктивные элементы, состоящие из ячеистых структур.

TECHNOLOGICAL FEATURES OF PRODUCTION AND PROPERTIES OF METAL MATERIALS WITH A SOLID AND CELLULAR STRUCTURE MADE BY ADDITIVE TECHNOLOGIES

A.V. Yudin
S.A. Kunavin
V.V. Beregovsky
A.V. Oak

kun-serg@mail.ru

JSC "NPO "TSNIITMASH"»

The features of the technological modes developed for obtaining materials with a solid and cellular structure, made of powders of austenitic corrosion-resistant steel 316L and titanium VT1-00, on the installation of layer-by-layer build-up Melt Master3D-550 by selective laser melting are described. The influence of technological modes on their mechanical properties is investigated.

ОПТИМИЗАЦИЯ ВРЕМЕННОГО ЦИКЛА ПОДГОТОВКИ К ЗАПУСКУ РКН ПУТЕМ ВАРИАТИВНОСТИ НА ТЕХНИЧЕСКОМ И СТАРТОВОМ КОМПЛЕКСАХ

Д.И. Русанов, М.С. Мироненко

АО «ГКНПЦ имени М.В. Хруничева»

В связи с усложнением ракетно-космической техники и в то же время со стремлением заказчиков к снижению стоимости пусков вопросы оптимизации ее подготовки на ТК и СК являются одной из актуальных задач требующих новых подходов, и, как следствие, одним из возможных предложений является сокращение технологического цикла подготовки РКН к запуску за счет переноса значительной части работ по подготовке составных частей РКН с ТК на СК при сохранении достаточного уровня надежности.

В настоящее время в мировой практике получили распространение четыре способа сборки и доставки ракеты-носителя (ракеты космического назначения (РКН)) к месту старта.

Первый способ — сборка РКН на техническом комплексе (ТК) и транспортировка на стартовый комплекс (СК) в горизонтальном положении, перевод РКН на СК в вертикальное положение и установка на стартовый стол — горизонтальная сборка РКН на ТК.

Второй способ — вертикальная сборка РКН на ТК — вертикальная сборка РКН на мобильной пусковой платформе и проведение комплексных испытаний в монтажно-испытательном корпусе (МИК), транспортировка РКН на СК в вертикальном положении.

Третий способ — сборка РКН на ТК и транспортировка на СК в горизонтальном положении; КГЧ проходит подготовку параллельно РКН в вертикальном положении и окончательная сборка РКН проходит на СК — комбинированная сборка РКН.

Четвертый способ — вертикальная сборка РКН на СК — РКН собирается в вертикальном положении на пусковом столе с последующим проведением комплексных испытаний РКН.

До настоящего времени возможность сборки РКН из составных частей при их подготовке сразу на СК изучена недостаточна.

Предварительный анализ показал, что, учитывая значительное увеличение уровня надежности составных частей РКН, решение данной задачи может привести к значительному экономическому эффекту.

Для ее выполнения необходимо провести анализ рабочих характеристик агрегатов и систем составных частей РКН, в том числе на этапе формирования ТТЗ на комплексе, работы на техническом комплексе и необходимый объем доработок СК, анализ необходимого уровня надежности, анализ различных циклов подготовки.

Литература

- [1] Бирюков Г.П., Манаенков Е.Н., Левин Б.К. Технологическое оборудование отечественных ракетно-космических комплексов. М.: ООО «Издательство «РЕСТАРТ», 2012. С. 419–474.
- [2] Нестеров В.Е. Космический ракетный комплекс «Ангара». История создания. М., 2018. С. 653–777.

OPTIMIZATION OF THE TIME CYCLE OF PREPARATION FOR LAUNCHING A LAUNCH ROCKET BY MEANS OF VARIABILITY ON TECHNICAL AND LAUNCH COMPLEXES

D.I. Rusanov, M.S. Mironenko

“M.V. Khrunichev State Research and Production Space Center” Joint-Stock Company

The issues of space launch vehicle (SLV) preparation optimization at technical complex (TC) and launch complex (LC) are one of the actual problems which demands the new approaches in connection with the space rocket techniques (SRT) complication and Customers wishes to decrease the launch price at the same time. And one of the possible suggestions as sequence is a processing operations cycle reduction of the SLV preparation for launch due to transfer of considerable part of operations on the SLV components preparation from TC to LC at keeping a sufficient reliability level.

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ВОЛНОВЫХ ПРОЦЕССОВ В ЖИДКОСТНОЙ РАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКЕ НА УНИТАРНОМ ТОПЛИВЕ

А.В. Рудинский¹

ravman@bmstu.ru

Д.А. Ягодников¹

daj@bmstu.ru

Р.С. Рязанов¹

Н.В. Сумнительный¹

А.В. Гайнутдинов²

alex.gainutdinov@yandex.ru

М.В. Мальцев²

М.А. Стрелец²

М.Н. Середников²

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² КБ химмаш им. А.М. Исаева

Описана математическая модель волновых процессов в разветвленных магистралях ЖРДУ на унитарном топливе, возникающих при работе запорно-регулирующей арматуры (клапанов, регуляторов расхода) и низкочастотных колебаниях давления в КС. Модель позволяет определять временные реализации давления и расхода в выбранном сечении ПГС. Приводятся результаты тестовых расчетов и верификации модели.

Математическая модель описывает свойства гидравлических потоков (давления и расхода) в магистралях разветвленной пневмогидравлической схемы (ПГС) жидкостной ракетной двигательной установки (ЖРДУ) в одномерной нестационарной постановке при открытии или закрытии клапанов, дросселировании расхода и возникновении низкочастотных (до 200 Гц) колебаний давления в камере сгорания. Модель состоит из уравнений неразрывности и движения вязкой жидкости, модифицированных до вида системы волновых уравнений. Система уравнений интегрировалась в алгоритме программы численно, методом конечных разностей. Для разностной аппроксимации использовалась трехслойная схема [1]. Первичная валидация проводилась путем сравнения с «точным» решением системы уравнений модифицированным методом Фурье — Бернулли [2]. При этом относительное изменение давления в КС в граничных условиях задавалось с учетом полученных экспериментальных данных при испытании ЖРДУ, топливом для которой являлся гидразин [3].

Проведена серия параметрических расчетов характеристик гидравлических потоков в разветвленных магистралях ЖРДУ: изменения значений давления и расхода при варьировании начальной температуры жидкого гидразина, перепадов давлений на потребителях (камер ЖРД) и уровня давления в камерах сгорания ЖРДУ.

Выполненная верификация математической модели и алгоритма численного расчета с использованием программы, реализующей математическую модель, при сравнении с результатами опубликованных расчетно-экспериментальных исследований волновых процессов в гидравлических магистралях в том числе гидроудара при закрытии клапана, подтвердила адекватность математической модели и корректность принятых допущений.

Выработаны рекомендации по оптимизации геометрических параметров гидравлических магистралей ЖРДУ с целью уменьшения амплитуды колебаний давления при дросселировании.

Литература

- [1] Чарный И.А. Неустановившееся движение реальной жидкости в трубах. Изд. 2, перераб. и доп. М.: Недра, 1975. С. 296.
- [2] Самарский А.А. Введение в теорию разностных схем. М.: Наука, 1971. С. 553.

- [3] Баленков Д. С., Ледков Я. Ю., Назаров В. П. Технический анализ вариантов конструктивных схем ЖРД посадочной платформы космического аппарата «Экзомарс» // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. Т. 1. 2017. С. 113–115.

ОЦЕНКА РАСХОДНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМЫ НАДДУВА ИЗ ТРЕХ ШАРОБАЛЛОНОВ (ШБ)

Н.В. Диесперов

ig_3@mail.ru

КБ «Салют», АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Рассматривается задача о построении расходной характеристики системы из трех ШБ наддува, которая включает два основных ШБ и один дополнительный, который врезается в общую магистраль расхода. Рассматривается методика решения, основанная на уравнениях состояния газа в ШБ, течения газа в магистралях и критическом истечении газа из отверстия. По результатам работы сформирована методика, которая может использоваться в дальнейшем на стадии проектирования КА.

В данной статье рассматривается задача о построении расходной характеристики системы из трех ШБ наддува, которая включает два основных ШБ и один дополнительный, который врезается в общую магистраль расхода. Данная задача решалась в рамках проектирования одного из перспективных КА, и методология ее решения может быть применена в рамках инженерных оценок в части проектирования космических аппаратов в дальнейшем.

Актуальность работы обусловлена тем, что такая задача может возникнуть при проектировании широкого спектра космических аппаратов, поэтому методика, включающая ПО, позволит значительно сократить время для проведения инженерной оценки. Задача возникает в процессе наддува в рамках схемы, при которой сначала наддув происходит от двух основных ШБ, а затем по команде включается наддув от дополнительного ШБ. В момент его включения мы получаем исходные условия для рассматриваемой задачи.

Новизна работы состоит в том, что до настоящего момента готового ПО для решения подобной задачи не было, оперативные расчеты проводились приближенными методами. Несмотря на кажущуюся простоту постановки задачи, задача достаточно трудоемка в части реализации программного кода. В статье актуализированы подходы для расчета критического истечения из магистралей, расчета коэффициентов скорости и некоторых газодинамических функций, а также записи уравнения состояния для аккумуляторов газа.

В задаче рассматривается система наддува из трех шаробаллонов (аккумуляторов давления) — ШБ1, ШБ2 и ШБ3, два из которых ШБ1 и ШБ2 находятся на основной стойке, подключенной к основной линии наддува, а третий — ШБ3 — подключен к ней сбоку. Каждая из магистралей 1–5 имеет свои геометрические характеристики (длины, диаметры) и местные сопротивления. Каждый из ШБ имеет заправленный газом наддув (как правило, гелием), находящимся при заданных давлениях и температуре. В задаче требуется определить динамику расхода на выходе из системы, а также параметры опорожнения каждого из ШБ. Ввиду большого перепада давлений между системой ШБ и внешней средой предполагается, что истечение из системы ШБ является критическим. Точки, где сходятся магистрали от разных ШБ, далее будем называть «точками схода».

Методика расчета задачи основана на совместном решении уравнений состояния газа в ШБ, уравнении неразрывности в «точках схода» и уравнении критического истечения из магистрали.

Следовательно, для решения задачи необходимо построить итерационный алгоритм, который бы на каждом шаге оценивал давление по потоку от каждого из ШБ в «точках схода» и сравнивал бы его с текущим давлением в другом ШБ, от которого в точку ветвления приходит другой поток, т. е. на каждом шаге производилась бы проверка условия на «запирание» противоположного потока.

Следовательно, алгоритм решения задачи строится на основании того, что в каждый момент времени оценивается возможность реализации одного из семи сценариев:

- сценарий № 1. Истечение только из ШБ1;
- сценарий № 2. Истечение только из ШБ2;
- сценарий № 3. Истечение только из ШБ3;
- сценарий № 4. Истечение одновременно из ШБ1 и ШБ2;
- сценарий № 5. Истечение одновременно из ШБ2 и ШБ3;
- сценарий № 6. Истечение одновременно из ШБ1 и ШБ3;
- сценарий № 7. Истечение из ШБ1, ШБ2 и ШБ3.

Каждый из сценариев может реализовываться на каждом шаге расчета в зависимости от начальных данных. Соответственно, на каждом шаге алгоритм расчета подразумевает:

- расчет каждого из сценариев в каждый момент времени;
- определение давлений в «точках схода» для каждого из сценариев;
- сравнение полученного давления с давлением в ШБ, из которого происходит истечение противоположного потока, также входящего в данную «точку схода»;
- выбор реализации того или иного сценария в зависимости от условий «запирания».

Далее для каждой рассматриваемой «точки схода» решаются совместно уравнение для критического истечения газа, записанное через функцию расхода и уравнение неразрывности потока в данной точке (выходящий поток равен сумме входящих потоков) [1]. Для сценариев 4–6 эти уравнения дополняются уравнением Дарси – Вейсбаха [3] (падение давления на участке вследствие гидравлического сопротивления) для падения давления на участке между «точкой схода» и ШБ. Для сценария 7 уравнение Дарси – Вейсбаха записывается также для участка АБ (участок между двумя «точками схода»). Расчет гидравлических сопротивлений производится в соответствии с классическими формулами гидравлики [4]. На основании полученной системы находится расход из рассматриваемых ШБ. Данная задача решается численным методом на ЭВМ методом половинного деления отрезка.

Полученное значение расхода используется для определения динамики газодинамических параметров в ШБ — давления и температуры [2].

Уравнение состояния для ШБ записывается классическим образом, но с поправкой на коэффициент сжимаемости. Коэффициент сжимаемости z вводится в уравнение состояния газа в ШБ с целью компенсации «неидельности» газа. Данная «неидеальность» возникает из-за того что при таких больших давлениях и плотностях, как в ШБ, пренебречь силами межмолекулярного взаимодействия, характерного для идеального газа, уже не представляется возможным. Функция для расчета коэффициента сжимаемости является табличной и задается в специализированных справочниках [2].

Путем дифференцирования уравнения состояния газа в ШБ получаем уравнение для динамики давления в ШБ. Для расчета динамики температуры применяется формула для политропического процесса [5].

По итогам расчетов в соответствии с исходными данными задачи строятся графики расходов (суммарного и по каждому ШБ) и динамики температур.

Для проверки полученных данных проводится экспресс-оценка полученного решения по более простой задаче, в которой оцениваются время истечения и средний расход в системе из двух основных ШБ при тех же начальных данных. Такая оценка

позволяет оценить корректность порядков полученных величин в основной задаче. По результатам расчетов уровень совпадения порядков хороший.

По результатам расчетов можно констатировать, что полученная методика дает адекватные порядки величин и в дальнейшем может использоваться на стадии проектирования изделий РКН.

Литература

- [1] Абрамов Г.Н. Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1969.
- [2] Беляев Н.М. Системы наддува топливных баков. М.: Машиностроение, 1979.
- [3] Махин В.А., Присняков В.Ф., Белик Н.П. Динамика жидкостных ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1969.
- [4] Рабинович Е.З. Гидравлика. М.: Гос. изд-во физ-мат литературы, 1963.
- [5] Полухин Д.А., Орещенко В.М., Морозов В.А. Отработка пневмогидросистем двигательных установок ракет-носителей и космических аппаратов с ЖРД. М.: Машиностроение, 1987.

EVALUATION OF THE DISCHARGE CHARACTERISTICS OF THE BOOST SYSTEM OF THREE BALLOONS (SB)

N.V. Diesperov

ig_3@mail.ru

Design Bureau "Salyut", Khrunichev State Research and Production Space Center

The article discusses the problem of constructing the flow characteristic of a system of three supercharger airbags, which includes two main SBs and one additional one, which cuts into the general flow line. A solution technique based on the equations of state of gas in a gas cylinder, gas flow in highways, and critical gas outflow from a hole is considered. Based on the results of the work, a technique has been formed that can be used later on at the spacecraft design stage.

ЭТАЛОННОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ РАБОЧИХ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ПРОЦЕССОВ СБОРОЧНОГО ПРОИЗВОДСТВА

В.Д. Костюков²

Д.А. Шканов¹

К.Н. Цепляева¹

dmi-shkanov@mail.ru

era2222@mail.ru

¹АО Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева

²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассматриваются вопросы применения технологий информационной поддержки жизненного цикла наукоемких промышленных изделий (ИПИ-технологии) на предприятиях ракетно-космической отрасли.

Основная идея ИПИ-технологий (ИПИ — информационная поддержка жизненного цикла наукоемких промышленных изделий) заключается в повышении конкурентоспособности продукции за счет эффективного управления информационными ресурсами. Это может быть достигнуто лишь преобразованием жизненного цикла изделия в высокоавтоматизированный процесс, интегрированный с точки зрения ин-

формационного взаимодействия всех его участников. Существенными моментами такого процесса должны стать: использование преимуществ технологии параллельных процессов, когда создание изделия осуществляется одновременно несколькими производственными коллективами; создание единого информационного пространства, что устраняет информационные барьеры между этапами жизненного цикла изделий и минимизирует возникающие ошибки. Технологический мониторинг продукции должен основываться на следующих ключевых направлениях в построении производственной деятельности: принципах и идеях менеджмента качества (стандарт ISO 9000:2010), построении систем менеджмента качества; реорганизации производственной деятельности; электронном документообороте и обмене данными; унификации структур информационной среды систем технической подготовки производства и самого производства; параллельном проектировании и многопользовательских базах данных; ресурсном моделировании производства; интегрированной логистической поддержке; анализе и применении методов информационной интеграции и системной поддержки жизненного цикла продукции; международных и отечественных стандартах в сфере менеджмента качества и ИПИ-технологий (CALIS-технологий).

Использование принципов модульного проектирования является эффективным инструментом для разработки специального математического обеспечения автоматизированного проектирования технологических процессов. Для выделения программных модулей системы рассматриваемый класс проектных задач разбивается на отдельные подзадачи (блоки) таким образом, что программные модули (макроопределения) могут быть использованы в любых сочетаниях при составлении исходных данных для проектирования ТП. При назначении разбиения задач ТПП на подзадачи руководствуются результатами проведенного системного анализа операционных технологических процессов и структурными схемами разработанных алгоритмов решения задач технологического проектирования. Вначале выделяются задачи, не зависящие от особенностей проектирования конкретной операции и в то же время необходимые для программирования обработки всей совокупности ДСЕ. Такими задачами являются расчеты параметров состояния обрабатываемых поверхностей в части характеристик операций, переходов и инструментальных ходов. Затем анализируются общие схемы решения этих задач с точки зрения определения и выявления общих частей алгоритмов или таких частей, которые имеют самостоятельное значение. На основе этого анализа выделяется минимальный набор модулей, достаточный для решения большинства рассматриваемых задач. При таком методе получают дальнейшее развитие принципы комплексного подхода к анализу и синтезу операционных технологических процессов, основанного на использовании методов системного анализа, известные из работ С.П. Митрофанова, Г.К. Горанского, А.Н. Гаврилова, Н.М. Капустина, Э.Х. Тыугу, В.Д. Цветкова, С.В. Скородумова и др.

REFERENCE DESIGN OF ASSEMBLY WORKING PROCESSES

V.D. Kostyukov¹

D.A. Shkanov²

K.N. Tseplyaeva²

dmi-shkanov@mail.ru

era2222@mail.ru

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University)

² Khrunichev State Research and Production Space Center

The report considers the application of technology-intensive industrial products (IPS technology) life cycle information support technologies at the enterprises of the rocket and space industry.

ПЕРСПЕКТИВНОЕ УПРАВЛЕНИЕ КИСП СРЕДСТВ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОСНАЩЕНИЯ СБОРОЧНОГО ПРОИЗВОДСТВА

В.Д. Костюков¹

Д.А. Шканов²

К.Н. Цепляева²

dmi-shkanov@mail.ru

era2222@mail.ru

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

²АО Государственный космический научно-производственный центр им. М.В. Хруничева

Рассматриваются вопросы реализации компактных интеллектуальных сертифицированных производств (КИСП) при создании ракетно-космической техники (РКТ).

С целью резкого сокращения трудоемкости и сроков проведения технологической подготовки производства (ТПП) ракетно-космической техники (РКТ), обеспечения ее качества и конкурентоспособности в ракетно-космическом заводе (РКЗ) ведутся работы по автоматизации ТПП. Одним из основополагающих этапов этих работ являются предпроектные исследования и обследование производства (мониторинг производственной среды). Принимая во внимание, что главной целью создания системы является резкое (в 2–4 раза) ускорение сроков проектирования, технической подготовки и производства принципиально новой ракетно-космической техники, в том числе и нового класса ракет-носителей семейства АНГАРА, необходимо при этом реализовывать также предложения по оснащению производства прогрессивным технологическим оборудованием, имеющем в своем составе интерфейсы со средствами вычислительной техники, обеспечивающие достоверной информацией о ходе производственных процессов автоматизированную систему управления технологическими процессами (АСУ ТП). Работы по созданию компьютеризированного сертифицированного производства ракетно-космической техники (КСР РКТ) и высшей формы его развития — компактных интеллектуальных сертифицированных производств (КИСП) являются в высшей степени наукоемкими и требуют больших финансовых затрат. С целью их снижения целесообразно использовать результаты реализации «пилотных» проектов, выполненных в рамках Государственной (Федеральной) научно-технической программы «Технологии, машины и производства будущего», раздел 03 «Компьютеризированные интегрированные производства».

Сегодня многие предприятия с переменным успехом применяют различные САПР. Зачастую это недорогие системы проектирования, с помощью которых решаются лишь локальные задачи, используя их в качестве «электронных кульманов» и средств систематизации инженерной документации. Экономическая отдача от таких САПР невелика, они не освобождают конструкторов и технологов от рутинного труда, не обеспечивают существенного повышения качества выпускаемой продукции и сокращения сроков освоения новых изделий. В современных условиях постоянно меняющейся конъюнктуры рынка предприятиям требуется коренное преобразование всего процесса проектирования нового изделия и подготовки его производства. Существенно сократить сроки конструкторского и технологического проектирования, повысить качество выпускаемых изделий и получить возможность быстрого освоения новой, востребованной рынком продукции позволит переход к методам сквозного параллельного проектирования и подготовки производства. Только комплексный подход к решению конструкторских, технологических и производственных задач позволит предприятию оперативно создавать и запускать в производство конкурентно способную продукцию.

При проектировании технологических процессов механической обработки технолог должен: осуществлять выбор средств обработки, устанавливать последовательность действий, необходимых для обработки детали, и указывать свойства изготавливаемой детали на каждом этапе обработки. Процесс механической обработки детали есть процесс изменения ее качественного состояния. Целью этого процесса является достижение заданной точности размеров, определяющих взаимное положение поверхностей, и заданных качественных характеристик поверхностей. Инструментальное производство отличается большой номенклатурой изделий, отработанной классификацией и высокой технологической общностью изготовления внутри каждого класса. Таким образом, возможно проектирование технологических процессов на основе групповой технологии.

PERSPECTIVE MANAGEMENT OF COMPACT INTELLIGENT CERTIFIED MANUFACTURING (CICM) OF ASSEMBLING JIGS, FIXTURES AND TOOLS

V.D. Kostyukov¹

D.A. Shkanov²

K.N. Tseplyaeva²

dmi-shkanov@mail.ru

era2222@mail.ru

¹ Khrunichev State Research and Production Space Center

² Moscow Aviation Institute (National Research University) (MAI)

The report considers the implementation of compact intelligent certified industries (CICI) when creating the space and rocket equipment (SRE).

АВТОМАТИЗАЦИЯ КОНСТРУКТОРСКОЙ И ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ПОДГОТОВКИ ПРОИЗВОДСТВА; СОЗДАНИЕ ЕДИНОЙ СИСТЕМЫ, В КОТОРУЮ ВОВЛЕЧЕНЫ ВСЕ СТРУКТУРНЫЕ ПОДРАЗДЕЛЕНИЯ ПРЕДПРИЯТИЯ

Н.А. Викулин

nik.vikulin@mail.ru

АО «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева»

Дана оценка положения АО «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева» на мировом рынке оказания услуг запуска. Представлен поэтапный план модернизации предприятия, реализация которого позволит вывести его на лидирующие позиции в отрасли. Предприняты попытки поиска и выявления «Голубых океанов», выход на которые предоставит возможность расширить номенклатуру выпускаемой продукции. Дано описание единой системы (локальной социальной сети), в которую будут вовлечены все необходимые структурные подразделения предприятия.

ФРИКЦИОННАЯ СВАРКА

Н. А. Викулин

nik.vikulin@mail.ru

АО «ГКНПЦ им. М. В. Хруничева»

В работе рассматриваются несколько видов фрикционной сварки, которые успешно применяют на изделиях ракетно-космической техники. Посредством проведенного сравнения между активно используемой аргонодуговой сваркой и фрикционной удалось выявить положительные и отрицательные стороны сварки перемешиванием. В работе предпринята попытка посредством использования методов теории решения изобретательных задач (ТРИЗ) усовершенствовать такой вид фрикционной сварки, как Bobbin tool, приведены соответствующие рассуждения и эскизы.

РАСЧЕТ ЛУЧИСТОГО ТЕПЛОВОГО ВОЗДЕЙСТВИЯ ОТ СТРУЙ ДВУХСОПЛОВОГО МАРШЕВОГО ДВИГАТЕЛЯ В РАЗРЕЖЕННОМ ПРОСТРАНСТВЕ

Н.В. Шугаева, И.Н. Каракотин, Г.О. Прохоров

АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

В работе рассмотрена задача определения лучистого теплового воздействия на элементы конструкции разгонного блока для варианта РБ с двумя включаемыми на больших высотах полета (свыше 100 км), тесно расположенными маршевыми ЖРД в зонах повышенных лучистых тепловых потоков, обусловленных излучением из области «развитого» возвратного течения взаимодействующих между собой струй ЖРД. Задача является актуальной при расчете температурных режимов и состава теплозащиты элементов конструкции хвостового отсека. При определении газодинамических параметров в зоне взаимодействия струй используются приближенные эмпирические формулы, опирающиеся на экспериментальные данные. Рассчитывается инфракрасное излучение от излучающей области взаимодействия к произвольно ориентированным площадкам, имитирующим элементы конструкции РБ, путем решения уравнения переноса.

ТЕХНОЛОГИЯ МИКРОТЕКСТУРИРОВАНИЯ ПОВЕРХНОСТЕЙ МЕТАЛЛИЧЕСКИХ ДЕТАЛЕЙ, РАБОТАЮЩИХ В УСЛОВИЯХ ИЗНОСА, МЕТОДОМ ЛАЗЕРНОЙ УДАРНОЙ ОБРАБОТКИ

Д.С. Штереверя

Д.М. Мельников

М.А. Мельникова

А.А. Холопов

MelnikovD@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Нанесения регулярного микрорельефа — один из распространенных способов повышения износостойкости металлических поверхностей. В качестве метода создания микрорельефа эффективно используется лазерная ударная обработка. В данной работе было проведено исследование по определению влияния параметров процесса лазерной ударной обработки на геометрические размеры получаемых вмятин. Была построена модель и подобраны коэффициенты регрессионного уравнения, описывающего процесс.

Микроструктурирование или нанесение регулярного микрорельефа для улучшения трибологических характеристик металлических изделий привлекает интерес ученых во всем мире. Существует ряд техник получения микрорельефа [1, 2], к которым относятся алмазное выглаживание, механическое вдавливание, механическое сверление, лазерное структурирование и др.

Микровмятины, нанесенные на поверхности пар трения, способствуют повышению износостойкости и улучшают динамику поведения смазывающих жидкостей. Обработка поверхностей поршней позволяет улучшить эффективность процесса сгорания. Также они являются важной частью супергидрофобных покрытий. Механические методы и лазерное структурирование так или иначе оставляют зоны нарушения формы на краях микровмятин. Это связано, с одной стороны, с механическим воздействием, а с другой — с зонами термического влияния, переплавленными зонами. Устранение таких нарушений формы, как правило, требует дополнительной обработки. Термообработка также приводит к появлению зоны термического влияния около ммятин, что может служить источником микро- или макротрещин. Механические сверление и вдавливание обладают крайне низкой общей производительностью. Дробеструйная обработка характеризуется неконтролируемой топографией поверхности.

В последние годы ряд исследований посвящен применению лазерной ударной обработки (ЛУО) для микротекстурирования [3]. Благодаря абляционному слою ЛУО — холодный механический процесс, при котором отсутствует нагрев или удаление материала. Как следствие — отсутствие трещин или других дефектов. Более того, в зоне воздействия образуются остаточные напряжения, что способствует повышению усталостного износа металлических деталей. Характерные размеры полученных ммятин: 300 мкм в диаметре и 10 мкм по глубине для Mg–Ca сплава, 200 мкм в диаметре и 1 мкм глубиной в Ti_6Al_4V сплаве. Данная работа посвящена получению микрорельефа с геометрией, характерной для технологий улучшения трибологических свойств, методом ЛУО.

В теоретической части работы было исследовано влияние параметров процесса ЛУО на получаемую пластическую деформацию.

Расчетная модель основана на условии, что ввиду отсутствия образования упрочняющих либо охрупчивающих фаз в чистом никеле, поверхностная микротвердость отражает изменения остаточных напряжений [4]. Согласно одномерной аналитической модели, чтобы рассчитать остаточные напряжения на поверхности в области упруго-пластической деформации, принимается ряд допущений:

- деформация, вызываемая ударной волной, является одноосной;
- импульс давления является однородным;
- материал описывается критерием пластичности Мизеса;
- упрочнением и вязкостью материала можно пренебречь.

При расчетах краевыми условиями можно пренебречь, так как облучение производится вдали от краев образцов. Полученные в результате расчета данные использовались для определения размеров пластического эффекта при варьировании параметров процесса ЛУО. Было установлено, что при ЛУО точный выбор диаметра пятна на обрабатываемой поверхности имеет значение не только с точки зрения технологических особенностей, но и с точки зрения энергетической эффективности процесса. Более точные характеристики были получены на основе экспериментального исследования.

Экспериментальное исследование влияния диаметра пятна на результаты ЛУО проводилось для значений 220, 245 и 270 мкм и плотностях энергии 236, 254 и 209 Дж/см² соответственно, т. е. энергия варьировалась от 27 до 153 мДж. Результаты измерений микротвердости никелевого образца при указанных режимах демонстрируют существенную относительную зависимость эффективности ударной обработки от диаметра пятна даже в сравнительно небольших диапазонах размеров пятен.

По итогам экспериментального исследования получены коэффициенты регрессионной модели, обеспечивающей взаимосвязь лазерных параметров ЛУО и глубины получаемых вмятин с высокой степенью согласования. Данная модель может быть использована для разработки технологических рекомендаций для реализации технологии ЛУО для нанесения регулярного микрорельефа с целью повышению износостойкости металлических деталей, работающих в условиях трения. Также разработана теоретическая модель расчета размера вмятин, которая также может быть использована для применения ЛУО для нанесения регулярного микрорельефа.

Работа выполнена при поддержке РНФ (грант № 17-19-01706).

Литература

- [1] Григорьянц А.Г., Шиганов И.Н., Мисуров А.И. Технологические процессы лазерной обработки. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2008. 660 с.
- [2] Федорова Л.В., Федоров С.К., Иванова Ю.С., Исаев К.Р. Структура и износостойкость стали 65Г после электромеханической поверхностной закалки // Технология металлов. 2017. № 3. С. 27–30.
- [3] Shiganov I.N., Misurov A.I., Melnikov D.M. Laser shock peening of welded joints // IOP Conf. Series: Journal of Physics: Conf. Series. 2018. No. 1109. DOI: 10.1088/1742-6596/1109/1/012018
- [4] Ding K., Ye L. Simulation of multiple laser shock peening of a 35CD4 steel alloy // Journal of Materials Processing Technology. 2006. No. 178. Pp. 162–169.

FABRICATION OF MICRO-DENTS BY LASER SHOCK PEENING IN SURFACES OF METAL PARTS OPERATING IN CONDITIONS OF WEAR

D.S. Shtereveria

D.M. Melnikov

MelnikovD@bmstu.ru

M.A. Melnikova

A.A. Kholopov

Bauman Moscow State Technical University

Micro-dents fabrication is one of the common ways to increase the wear resistance of metal surfaces. Laser shock peening is effectively used as a method for creating a micro-dents. The influence of the effect of the parameters of the shock peening on the geometric dimensions of the resulting dents was determined in this paper. A theoretical model was built, and the coefficients of the regression equation describing the process were selected.

ИССЛЕДОВАНИЕ СТАБИЛЬНОСТИ КОЛЛОИДНЫХ РАСТВОРОВ БЛАГОРОДНЫХ МЕТАЛЛОВ, ПОЛУЧАЕМЫХ МЕТОДОМ ЛАЗЕРНОЙ АБЛЯЦИИ В ЖИДКОСТИ

А.А. Петровская

С.А. Фомина

Д.М. Мельников

А.В. Богданов

Ю.В. Голубенко

MelnikovD@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Одним из наиболее перспективных и быстро развивающихся методов получения нанопорошков для применения в микроэлектронике является метод лазерной абляции в жидкости. Одной из проблем метода является повторяемость и стабильность раствора во времени. Данная работа посвящена исследованию влияния энергетических факторов процесса лазерной абляции в жидкости на стабильность получаемых коллоидных растворов.

Интерес к нанодисперсным материалам связан с тем, что они находят все более широкое применение в качестве исходного сырья при производстве керамических и композиционных материалов, сверхпроводников, солнечных батарей, фильтров, геттеров, присадок к смазочным материалам [1] (а также в аддитивных технологиях [2])? красящих и магнитных пигментов, компонентов низкотемпературных высокопрочных припоев и др. [1]. По мере выполнения фундаментальных и прикладных исследований этот перечень быстро расширяется.

Нанопорошки обладают особыми физическими, химическими и термодинамическими свойствами по сравнению с макроразмерными объектами. Уникальные свойства наноматериалов определяются, прежде всего, их структурой на атомарном уровне. Роль, которых играет размер и структура нанопорошков, в некоторых случаях сравнима с ролью химического состава [1].

Существует множество способов получения нанопорошков [3]. К физическим методам относятся дуговой разряд (вероятность получения требуемого размера частиц мала), ионное распыление, плазменные методы, лазерная абляция. Среди химических методов чаще всего используются восстановление и фотохимический синтез. Необходимо отметить, что в процессе химического восстановления неизбежно появляется большое количество продуктов реакции: примесей, которые, как правило, необходимо затем удалять.

Лазерная абляция позволяет получать нанопорошки различного типа, включая металлические, полупроводниковые и полимерные частицы, а также частицы сложных многоэлементных металлических и полупроводниковых сплавов [1, 4]. В этом методе не требуются длительное время для проведения химических реакций, а также высокие температуры и давления или многоступенчатые процессы, характерные для химического синтеза; нет необходимости использовать токсичные или взрывоопасные химические исходные вещества [1]. При импульсной лазерной абляции твердая мишень может находиться в вакууме, в окружающем газе или в жидкости. В случае, когда мишень находится в жидкости (лазерная абляция в жидкости), генерация нанопорошков приводит к образованию коллоидного раствора [4]. Удобство процесса создания нанопорошков жидкости заключается в технологической простоте и большем массовом выходе абляции [1]. Данная работа посвящена этому методу.

Основной целью работы стало исследование влияния основных технологических параметров процесса лазерной абляции в жидкости на параметры получаемого нанопорошка. Внимание уделялось размерам частиц и стабильности получаемого раствора.

Для выполнения поставленной цели, увеличения стабильности и повторяемости процесса, были проведены исследования по влиянию энергии в импульсе. Энергия не только определяет параметры самой лазерной абляции, но и формирует тепловое состояние в области непосредственного роста частиц после фрагментации мишени. Было исследовано влияние количества импульсов на экстинкцию раствора. Энергия лазерного импульса оставалась постоянной и равнялась 250 мкДж. Количество импульсов изменялось в промежутке между 50 тыс. и 400 тыс. Результаты показывают, что при увеличении количества импульсов пик экстинкции становится более выраженным. Также выявлено, что при увеличении энергии в импульсе в 2 раза увеличивается экстинкция коллоидного раствора, однако пик становится менее ярким. Это может указывать на увеличение концентрации коллоидного раствора за счет более крупных частиц.

Далее исследовалось влияние параметров лазерного синтеза на стабильность получаемых коллоидных растворов во времени. Для исследования старения коллоидного раствора золота проводилось измерение его характеристик с интервалами во времени. Измерялась экстинкция раствора методом спектрофотометрии.

По итогам исследований было установлено, что важно выбрать оптимальную энергию в импульсе, чтобы наночастицы в коллоидном растворе оставались стабильными. Слишком большая энергия приведет к «слипанию» частиц в коллоидном растворе и уменьшению доли частиц менее 100 нм в общей массе коллоидного раствора.

Результаты, полученные в данной работе, могут быть в дальнейшем использованы для разработки актуальной технологии получения металлических нанопорошков методом лазерной абляции в жидкости.

Литература

- [1] Amendola V., Meneghetti M. What controls the composition and the structure of nanomaterials generated by laser ablation in liquid solution? // Phys. Chem. Chem. Phys. 2013. No 15. P. 3027–3046.
- [2] Мельникова М.А., Колчанов Д.С., Мельников Д.М. Селективное лазерное плавление: применение и особенности формирования трехмерных конструктивных технологических элементов // Фотоника. 2017. № 2 (62). С. 42–49.
- [3] Макаров Г.Н. Применение лазеров в нанотехнологии: получение наночастиц и наноструктур методами лазерной абляции и лазерной наноитографии // Успехи физических наук. 2013. № 7. С. 673–718.
- [4] Тюльпанова Е.М., Мельников Д.М., Кавешникова Н.А., Голубенко Ю.В., Каленова Е.А. Влияние условий облучения на параметры наночастиц, получаемых методом лазерной абляции в жидкости // Наукоемкие технологии в машиностроении. 2018. № 6 (84). С. 3–6.

STUDY OF STABILITY OF COLLOID SOLUTIONS OF NOBLE METALS OBTAINED BY LASER ABLATION IN LIQUID

A.A. Petrovskaya

S.A. Fomina

D.M. Melnikov

A.V. Bogdanov

U.V. Golubenko

MelnikovD@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

One of the most promising and rapidly developing methods for producing nanopowders for use in microelectronics is the laser ablation in a liquid. One of the problems of the method is the repeatability and stability of the solution over time. This work is devoted to the study of the influence of energy factors of the laser ablation process in a liquid on the stability of the resulting colloidal solutions.

ПРОМЫШЛЕННО-ТЕХНОЛОГИЧЕСКАЯ ПЛАТФОРМА «ИНДУСТРИЯ 5.0» ДЛЯ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ: ИСТОРИЯ СОЗДАНИЯ, СОВРЕМЕННЫЕ ТРЕНДЫ И ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ПРИМЕНЕНИЯ НАНОМАТЕРИАЛОВ, BIG DATA, БЛОКЧЕЙН-ТЕХНОЛОГИЙ, КВАНТОВЫХ И СУПЕРКОМПЬЮТЕРНЫХ ВЫЧИСЛЕНИЙ

Л.С. Раткин rathkeen@bk.r

Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»,
Совет ветеранов РАН, ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН, АРГМ

Представлена история создания промышленно-технологической платформы «Индустрия 5.0» для ракетно-космической отрасли. Рассмотрены современные тренды и перспективные направления применения наноматериалов, Big Data, блокчейн-технологий, квантовых, суперкомпьютерных вычислений. Отмечен ряд закономерностей в технологических циклах, переходы между которыми сопровождаются сменой энергоносителя. Подтверждены, в частности, предположения о доминировании в новой платформе функций киберфизических систем.

В докладе показано, что временной интервал с 1770 по 1830 г., согласно классификации известного русского и советского ученого, теоретика НЭПа в СССР Николая Дмитриевича Кондратьева (16.03.1892–17.09.1938), был периодом промышленного применения каменного угля и развития текстильных производств, с 1830 по 1880 г. — угледобычи, черной металлургии, железнодорожного строительства и парового двигателестроения, с 1880 по 1930 г. — тяжелого машиностроения, электроэнергетики, неорганической химии и производства стали и электрических двигателей, с 1930 по 1970 г. — автомобилестроения, химической промышленности, нефтепереработки и массового производства двигателей внутреннего сгорания, с 1970 по 2010 годы — электроники, робототехники, вычислительных систем, телекоммуникационной и лазерной техники, с 2010 по 2040 г. (по другим классификациям — 2030 или 2050 г.) — нанотехнологий, наносистем, наноматериалов и гелио- и ядерной энергетики. Шесть этапов, шесть циклов, переход от одного к другому сопровождается и сменой преобладающего энергоносителя (так называемый энергопереход), таким образом, пятый энергопереход является переходом от пятого технологического уклада к шестому, предполагающему прирост до 10 % в год в таких отраслях, как ракетно-космический комплекс, авиация, судостроение, автомобилестроение, станкостроение, ядерная и солнечная энергетика, электротехника, атомная промышленность, навигация и телекоммуникации, химико-металлургический комплекс, растениеводство и здравоохранение. Драйвером роста являются нанoeлектроника, сканирующая микроскопия, нанометрология, нанофабы, наносистемная техника, светодиодная промышленность, клеточные технологии, геновая инженерия, нанопорошки и наноматериалы, нанофотоника с ежегодным увеличением на 30...35 % в год. Ядром драйвера рассматриваются нано-, био- и информационно-коммуникационные технологии, обеспечивающие 30...70 % в год прироста [1, 2]. Удивительный факт: дочь Н.Д. Кондратьева — известный советский и российский микробиолог, член-корреспондент АН СССР (1981) и академик РАН (1992) Е.Н. Кондратьева (16.12.1925–26.04.1995). Елена Николаевна специализировалась в сфере биохимии и физиологии хемотрофных и фототрофных микроорганизмов, в том числе применяемых в космических исследованиях, и полученные ей новые штаммы использовались для биотехнологии аминокислот и ферментов, т. е. в той отрасли, которая принадлежит ныне к ядру драйвера шестого технологического уклада, классификацией которых и занимался ее отец!

Стратегия опережающего развития (сумма вклада ключевых мероприятий в ежегодный прирост производства и инвестиций) для сформированного роста нового технологического уклада составит (по ежегодным темпам прироста) 35 % производства и 50 % инвестиций, для динамического наверстывания в высокоразвитых сегментах экономики (прежде всего, авиация и космос, ТЭК, строительство, АПК) — от 10 до 30 % производства и от 20 до 40 % инвестиций, при догоняющем развитии (промышленная сборка) — от 5 до 10 % производства и от 10 до 15 % инвестиций, для углубленной переработки сырья — от 15 до 20 % производства и от 20 до 40 % инвестиций, для стимулирования инновационной активности и развития человеческого потенциала — 5 % производства и 10 % инвестиций, в среднем по экономике 8 и 16 % соответственно.

Высокие темпы экономического роста планируется обеспечить за счет институтов развития (ИР) — Резервного фонда, Фонда национального благосостояния, Банка развития, Внешторгбанка, РАН, Государственных корпораций (например, Росатом, Роскосмос, Ростех, Роснано), РВК и других ИР. Общий объем ИР составляет порядка 70 % ВВП (порядка 1,5 трлн долл. США), но задействован пока всего на 20...30 % из-за отсутствия системы долгосрочного рефинансирования и контроля ИР. Центральный банк (ЦБ) РФ как кредитор экономики и системы рефинансирования ИР заинтересован в реализации стратегии ИР, рассчитанной на ближайшие десятилетия. Активную кредитно-денежную политику необходимо сочетать с системой стратегического управления, а отраслевые (включая секторальные) и региональные стратегии развития целесообразно сочетать с реализацией Государственных программ, программ научно-технической модернизации и промышленно-технологического перевооружения. Экономический рост по 8 % в год возможен при переходе к Стратегии опережающего развития, что предполагает кредитование предприятий на 10–15 лет под 2...4 % годовых, проектное финансирование и долгосрочное рефинансирование банковской системы под обязательства на местах 3...5 % годовых. Проекты в сфере развития новейшего (шестого) технологического уклада, инфраструктуры, в том числе человеческого капитала — рост на 25...35 % в год.

В докладе приведены примеры применения наноматериалов, Big Data, блокчейн-технологий, суперкомпьютерных и квантово-компьютерных вычислений промышленно-технологической платформы «Индустрия 5.0» в космической отрасли [3, 4]! Япония уже построила инфраструктуру Индустрии 4.0 и интенсивно готовится к созданию промышленности нового поколения, в частности, в космической сфере. По экспертным оценкам, уже через 10–20 лет ведущие мировые державы начнут работать по новым стандартам Индустрии 5.0, которые разрабатываются уже сейчас. В промышленно-технологической платформе «Индустрия 5.0», например, существенно развиты функции киберфизических систем и их интеграции человеком до кибернетических организмов (так называемых киборгов), интеграция функций Национальных платежных систем с системами начисления налогов, торговли и переработки отходов, системами управления и заказа билетов на орбитальные и межпланетные космические полеты, автоматических заводских комплексов для добычи (например, на Луне) редкоземельных металлов и других элементов.

Литература

- [1] Глазьев С.Ю., Айвазов А.Э., Беликов А.А. Циклически-волновые теории экономического развития и перспективы мировой экономики. Предсказуемо ли среднесрочное и долгосрочное развитие мировой экономики // Научные труды вольного экономического общества России, 2019. Т. 219, № 5. С. 177–211.
- [2] Богданов Ю.И., Фастовец Д.В., Бантыш Б.И., Чернявский А.Ю., Семенихин И.А., Богданова Н.А., Катамадзе К.Г., Кузнецов Ю.А., Кокин А.А., Лукичев В.Ф. Методы анализа качества элементной базы квантовых информационных технологий // Квантовая электроника. 2018. Т. 18, № 11. С. 1016–1022.
- [3] Раткин Л.С. Патент на изобретение № 2322693.
- [4] Раткин Л.С. Патент на изобретение № 2662628.

INDUSTRIAL-TECHNOLOGICAL PLATFORM “INDUSTRY 5.0” FOR THE SPACE INDUSTRY: HISTORY, CURRENT TRENDS AND FUTURE DIRECTIONS FOR APPLICATIONS OF NANOMATERIALS, BIG DATA, BLOCKCHAIN TECHNOLOGY, QUANTUM AND SUPERCOMPUTING

L.S. Rathkeen

rathkeen@bk.ru

National Research Center “Kurchatov Institute”, Council of the veterans of the Russian Academy of Sciences, FSE FNC Research Institute for System Researching, ARGМ

The history of creation of the industrial and technological platform Industry 5.0 for the rocket and space industry is presented. Modern trends and promising areas of application of nanomaterials, Big Data, blockchain technologies, quantum, supercomputer computing are considered. A number of regularities in technological cycles, transitions between which are accompanied by a change of energy carrier, are noted. In particular, the assumptions about the dominance of the functions of cyber-physical systems in the new platform are confirmed.

ОСОБЕННОСТИ РЕАЛИЗАЦИИ ПРОГРАММЫ «СФЕРА» ПО ФОРМИРОВАНИЮ ВЗАИМОУВЯЗАННОЙ РАКЕТНО- КОСМИЧЕСКОЙ ИНФОРМАЦИОННОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ ДЛЯ МОДЕРНИЗАЦИИ ДЕЙСТВУЮЩИХ И СОЗДАНИЯ НОВЫХ СПУТНИКОВЫХ КОМПЛЕКСОВ И СИСТЕМ СВЯЗИ И ВЕЩАНИЯ

Л.С. Раткин

rathkeen@bk.r

Национальный исследовательский центр «Курчатовский институт»,
Совет ветеранов РАН, ФГУ ФНЦ НИИСИ РАН, АРГМ

Рассмотрены особенности реализации Программы «Сфера» по формированию взаимовязанной ракетно-космической информационной инфраструктуры. Особое внимание уделено вопросам модернизации действующих и создания новых спутниковых комплексов и систем связи и вещания. Показаны основные научные тренды и промышленные направления развития технологий для реформирования ракетно-космической отрасли. Представлены три уровня услуг и примеры их реализации.

В докладе показано, что формирование пулов долгосрочного научно-образовательного и промышленно-технологического сотрудничества с внедрением технологий цифрового проектирования (Digital Projecting), суперкомпьютерных (supercomputing) и квантовых вычислений (quantum computing), конструирования перспективных материалов (constructions for innovative materials), аддитивного производства (additive technologies) и трехмерной печати (3D-printing), обработки больших данных (Big Data) и прогностической аналитики (prognosis analytical), Интернета вещей (IoT), виртуальной реальности (VR) и дополненной реальности (AR), печатной электроники (printing circuits), блокчейн-технологий (blockchain technologies), применения роботов (robots) и искусственного интеллекта (synthesis intellect) позволит реализовывать многочисленные негосударственные проекты по коммерциализации космоса, развивая межгосударственную,

межотраслевую и внутриотраслевую конкуренцию [1]. Согласно экспертным оценкам, пока модернизировано менее 10 % национальных космических инфраструктур.

Приведенными примерами подтверждается, что в глобальной космической гонке в последние годы значительно ужесточилась конкуренция: большинство экономически развитых и быстро развивающихся стран стремятся овладеть полным спектром космических технологий. Национальные космические агентства имеют 72 страны мира, общие государственные инвестиции (всего мира) в освоение космоса выросли с 67 млрд долл. США в 2013–2017 годах до 81 млрд долл. США в 2018–2022 годах, а в 2023–2027 годах капиталовложения достигнут рекордной цифры в 93 млрд долл. США! European Space Agency (ESA) и 9 стран располагают всеми возможностями для независимого осуществления запусков на GEO, MEO и LEO. Россия, США и Китай сохраняют лидерство и неоспоримый статус сверхдержав на фоне ужесточающейся промышленно-технологической конкуренции в мире.

Каковы основные проблемы реформирования ракетно-космической отрасли в мире? Помимо внедрения передовых технологий шестого технологического уклада в навигации, телекоммуникационных системах и системах дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), возрастает объем задач по проектированию под заданную стоимость (design-to-cost, time-to-market). Также важно сокращение сроков разработки и создания инновационной продукции, стандартизация и унификация аппаратуры и переход от традиционного документо-ориентированного к инновационному модельно-ориентированному инжинирингу.

На основе космических данных можно выделить три уровня услуг: рынок, платформа и инфраструктура. Услугой по предоставлению во временное пользование становятся данные (DaaS Broker), платформа (PaaS Broker) и инфраструктура (IaaS Broker). Концепции эволюции технологических переходов и промышленных революций позволяют под платформой понимать промышленно-технологическую платформу (ПТП) — например, «Индустрия 4.0» или «Индустрия 5.0». Например, в геоинформатике данные ДЗЗ являются услугой DaaS, платформа ДЗЗ — услуга PaaS, инфраструктура ДЗЗ — услуга IaaS [2].

Примером реализации ПТП «Индустрия 4.0» и подготовки к переходу на ПТП «Индустрия 5.0» является Программа «Сфера», позволяющая создать взаимоувязанную космическую информационную инфраструктуру с учетом модернизации действующих и создания новых спутниковых комплексов и систем связи и вещания, ДЗЗ и навигации в интересах всех отраслей экономики России в условиях цифровой трансформации и развития ПТ «Индустрия 4.0». В соответствии с Программой, количество космических аппаратов планируется увеличить с 90 в 2019 году до 600 в 2030 году. Также планируется перевести график их создания от ОКР до серийного производства. В результате планируется существенно модернизировать всю космическую инфраструктуру и обеспечить новое качество услуг связи, навигации и ДЗЗ. Примерами интегрированных сервисов Программы «Сфера» являются развитие технологий мониторинга подвижных и инфраструктурных объектов, глобальные услуги высокоточной навигации (погрешность не более 0,1 м), связь в труднодоступных регионах, в том числе в Арктике, и решение задач управления беспилотными и роботизированными объектами. Таким образом, «Сфера» обеспечит сквозную цифровизацию и полную информационную связность существующих и перспективных данных и клиентских навигационных, геоинформационных и телекоммуникационных сервисов, что обеспечит доступ России и ее партнерам к новым видам услуг в сфере цифровой экономики, обеспечит научно-образовательное [3] и промышленно-технологическое [4] партнерство на внутреннем и внешнем рынках, международную кооперацию и взаимовыгодное сотрудничество с ведущими зарубежными космическими державами, развитие механизмов государ-

ственно-частного партнерства и создание полнофункционального инструментария России для стратегических союзников и геополитических партнеров.

Литература

- [1] Урличич Ю.М., Зенькович П.С. Патент на полезную модель 69691.
- [2] Урличич Ю.М., Селиванов А.С., Тучин Ю.М., Степанов А.А., Панцырный О.А., Смирнов К.Ю., Виноградов И.С., Никушкин И.В., Старцев В.К., Овчинников М.Ю. Патент на полезную модель 45128.
- [3] Раткин Л.С. Патент на изобретение № 2664071.
- [4] Раткин Л.С. Патент на изобретение № 2664072.

FEATURES OF REALIZATION OF THE PROGRAM “SPHERE” ON THE FORMATION OF COHERENT SPACE-ROCKET INFORMATION INFRASTRUCTURE FOR THE MODERNIZATION OF EXISTING AND CREATION OF NEW SATELLITE SYSTEMS AND COMMUNICATION SYSTEMS AND BROADCASTING

L.S. Rathkeen

rathkeen@bk.ru

National Research Center “Kurchatov Institute”, Council of the veterans of the Russian Academy of Sciences, FSE FNC Research Institute for System Researching, ARGM

The features of the implementation of the program «Sphere» on the formation of interconnected rocket and space information infrastructure are considered. Special attention is paid to the issues of modernization of existing and creation of new satellite complexes and communication and broadcasting systems. The main scientific trends and industrial directions of technology development for reforming the rocket and space industry are shown. Three levels of services and examples of their implementation are presented.



СЕКЦИЯ 12. ОБЪЕКТЫ НАЗЕМНОЙ ИНФРАСТРУКТУРЫ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

РАСЧЕТ ТЕПЛОВЫХ НАГРУЗОК НА ГАЗООТРАЖАТЕЛЬ ПРИ СТАРТЕ РКН «СОЮЗ–2» РАЗНЫХ МОДИФИКАЦИЙ

А.В. Кузнецов

ulya1187@mail.ru

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» — НИИСК им. В.П. Бармина, Москва

Анализируется тепловое воздействие газовой струи от двигателей первой и второй ступеней РКН «Союз-2» разных модификаций на элементы конструкции газозоотражателя. Разработана программа для расчета нестационарного прогрева материала покрытия газозоотражателя в зоне воздействия газовой струи, выполнены численные расчеты теплового нагружения поверхности газозоотражателя в зоне воздействия выхлопных струй при пуске для различных модификаций РН «Союз-2». Подтверждена работоспособность элементов конструкции газозоотражателя.

В настоящее время при проектировании к пусковым установкам (ПУ) для многозарядных космических систем и элементам их конструкции в связи с увеличением тяговооруженности двигательных установок (ДУ) ракет-носителей (РН) предъявляется качественно новое требование — обеспечение заданного количества пусков без проведения ремонтно-восстановительных работ.

Наиболее интенсивному тепловому воздействию от факела выхлопных газов струй ДУ РН подвергаются поверхности конструкции газозоотражателя, особенно его участки, расположенные в зонах прямого действия струй. При проектировании газозоотражателя учитывается, что его поверхность должна быть защищена от нагрева факелом выхлопных газов ракеты. В модельных экспериментах за счет теплового нагрева термопарами фиксировались довольно высокие температуры (~600...800 °С). Для тепловой защиты поверхности газозоотражателя от теплового воздействия факела выхлопных газов используются различные технические средства.

В ходе работы была составлена расчетная программа на языке программирования Visual Basic for Applications (VBA), выполнены численные расчеты теплового нагружения поверхности газозоотражателя в зоне воздействия выхлопных струй на языке программирования Visual Basic for Applications (VBA) и представлены результаты теплового потока на поверхность газозоотражателя при пуске РН «Союз-2» для различных модификаций.

Литература

- [1] Исходные данные по РН «Союз-2» этапов 1а, 1б, 1в для создания стартового комплекса космодрома «Восточный». 353П000-40442-1704. ФГУП «ГНПРКЦ «ЦСКБ — ПРОГРЕСС».

CALCULATION OF THERMAL LOADS ON THE GAS REFLECTOR DURING THE LAUNCH OF THE SOYUZ-2 ROCKET OF DIFFERENT MODIFICATIONS

A.V. Kuznetsov

ulya1187@mail.ru

Branch FSUE "TsENKI" — NIISK them. V.P. Barmina, Moscow

The thermal effect of the gas jet from the engines of the first and second stages of the Soyuz-2 PH of different modifications on the design elements of the gas reflector is analyzed. The program for calculation of unsteady heating of a covering material of a gas reflector in a zone of influence of a gas jet is developed, numerical calculations of thermal loading of a surface of a gas reflector in a zone of influence of exhaust jets at start-up for various modifications of PH "Soyuz-2" are executed. Efficiency of elements of a design of a gas reflector is confirmed.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ РАБОТЫ СТЕНДОВОГО ГАЗОГЕНЕРАТОРА НА ЖИДКОМ ТОПЛИВЕ С УЧЕТОМ ХИМИЧЕСКИХ РЕАКЦИЙ

A.B. Кузнецов

ulya1187@mail.ru

Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» — НИИСК им. В.П. Бармина, Москва

Приведены результаты численного моделирования характеристик стендового газогенератора на жидком топливе с учетом химических реакций, протекающих при горении топливной смеси в камере сгорания. Приведены методики расчета режимов работы газогенератора в зависимости от рабочих тел стендов на твердом топливе. Проведен сравнительный анализ характеристик расчетных и модельных газогенераторов. Получены удовлетворительные результаты численных экспериментов, свидетельствующие о достаточной надежности и точности предложенных моделей и метода.

Рассмотрена задача численного моделирования работы стендового газогенератора на жидком топливе с учетом химических реакций, протекающих при горении топливной смеси в камере сгорания. Актуальность численного моделирования связана с тем, что применение натуральных топлив и воспроизведение на маломасштабных моделях натуральных уровней температур в камерах сгорания, в модельных газогенераторах масштаба М1:5–М1:100, применяемых при отработке газодинамики старта, затруднено и в некоторых случаях невозможно. При этом возникает задача определения термодинамических параметров газообразных продуктов сгорания топлива, а также температуры и давления в камере сгорания и времени работы двигателя.

Предлагаемая математическая модель имеет следующие допущения: процесс считается адиабатическим, а газ — идеальным. Система уравнений записывается в применении к движению идеального сжимаемого газа. В качестве исходных уравнений используются дифференциальные уравнения сохранения расхода и энергии газа. Для замыкания полученной системы используются уравнение состояния и химического состава продуктов сгорания.

Из-за сложности химических процессов, обусловленных неоднородностью и многокомпонентностью состава продуктов сгорания топлив двигательных установок, а также другими факторами, количество рассматриваемых реакций было ограничено семью наиболее вероятными химическими реакциями.

В работе приведены методики расчета режимов работы в зависимости от рабочих тел стенов на твердом топливе. Приводится сравнительный анализ характеристик расчетных и модельных ДУ. В проведенных численных экспериментах были получены удовлетворительные результаты, свидетельствующие о достаточной надежности и точности модели и метода.

Литература

- [1] Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.Н. Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1980.
- [2] Техническая термодинамика: учебник для вузов / под ред. В.И. Крутова. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Высшая школа, 1981.
- [3] Краткий справочник физико-химических величин / под ред. А.А. Равделя и А.М. Пономаревой. 9-е изд. СПб.: Специальная литература, 1999.
- [4] Кузнецов А.В. Расчет состава продуктов сгорания углеводородного топлива с учетом химических реакций. Материалы XXXIX академических чтений по космонавтике. 2015.

NUMERICAL SIMULATION TAKING INTO ACCOUNT CHEMICAL REACTIONS OF THE GAS GENERATOR ON LIQUID FUEL

A. Kuznetsov

ulya1187@mail.ru

Branch FSUE "TsENKI" — NIISK them. V.P. Barmina, Moscow

The results of numerical modeling of characteristics of the bench of the gas generator on liquid fuel because of the chemical reactions taking place during combustion of the fuel mixture in the combustion chamber. Methods of calculation of modes of operation of the gas generator depending on working bodies of stands on solid fuel are given. The comparative analysis of characteristics of design and model gas generators is carried out. Satisfactory results of numerical experiments are obtained, indicating sufficient reliability and accuracy of the proposed models and method.

РАСЧЕТ ТЕРМОДИНАМИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ ГАЗОВОЙ ПОДУШКИ В ЕМКОСТИ ДЛЯ ХРАНЕНИЯ ВОДЫ СИСТЕМЫ ОХЛАЖДЕНИЯ ГАЗООТРАЖАТЕЛЯ

А.В. Кузнецов

ulya1187@mail.ru

Филиал ФГУП "ЦЭНКИ" — НИИСК им. В.П. Бармина, Москва

Рассмотрено влияние накопленных остатков топлива в емкости системы многократного использования воды для охлаждения газоотражателя на ее работоспособность. Рассчитаны температуры нагрева стенок емкости при воздействии на нее солнечного излучения, приведены термодинамические параметры газовой подушки при наличии в ней насыщенных паров горючего. Выявлено, что термического воспламенения газовой подушки при наличии паров нафтила не происходит. При возникновении условий воспламенения от внешнего источника тепловой энергии смеси паров нафтила и воздуха температура газовой подушки при воспламенении составит 2300 К, давление — 14,9 кгс/см². В этих условиях емкость остается работоспособной.

В современных условиях развития космической деятельности повышается значимость обеспечения экономичности и безопасности наземных комплексов перспективных и эксплуатируемых ракет-носителей. Для этого в системе охлаждения газоотражателя применяется повторное использование воды, отработавшей при пуске изделия. Повторное использование воды приводит к тому, что в емкостях системы накапливается горючее. В результате многократного использования этой воды в газовой подушке емкости образуются насыщенные пары горючего, что может привести к их воспламенению и взрыву при воздействии внешних факторов (нагрев внешней поверхности стенок оболочки емкости солнечным излучением, образование искры от статического электричества и т. д.).

В работе рассчитаны температуры нагрева стенок емкости системы повторного использования воды для охлаждения газоотражателя при воздействии на нее солнечного излучения, приведены термодинамические параметры газовой подушки при наличии в ней насыщенных паров горючего.

В результате расчетов термодинамических параметров газовой подушки емкости системы выявлено, что:

1) термического воспламенения газовой подушки при наличии паров нафтила не происходит;

2) при возникновении условий воспламенения от внешнего источника тепловой энергии смеси паров нафтила и воздуха температура газовой подушки при воспламенении составит 2300 К, давление — 14,9 кгс/см². В этих условиях емкости для хранения воды остаются работоспособными.

Литература

- [1] Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники: инженерное пособие. Кн. 2 / под общ. ред. И.В. Бармина. М.: Полиграфикс РПК, 2006.
- [2] Алемасов В.Е., Дрегалин А.Ф., Тишин А.Н. Теория ракетных двигателей. М.: Машиностроение, 1980.
- [3] Зрелов В.М., Серегин Е.П. Жидкие ракетные топлива. М.: Химия, 1975.
- [4] Дубровкин Н.Ф., Маланичева В.Г., Массур Ю.П., Федоров Е.П. Справочник. Физико-химические и эксплуатационные свойства ракетных топлив М.: Химия, 1985.
- [5] Нафтил. Технические условия ТУ38.001244-81. Миннефтехимпром СССР, 1991.

CALCULATION OF THERMODYNAMIC PARAMETERS OF GAS IN THE TANK FOR WATER STORAGE GAS REFLECTOR COOLING SYSTEMS

A.V. Kuznecov

jculya1187@mail.ru

Branch FSUE "TsENKI" — NIISK them. V.P. Barmina, Moscow

The influence of accumulated fuel residues in the capacity of the water reuse system for cooling the gas reflector on its performance is considered. The heating temperatures of the walls of the tank under the influence of solar radiation are calculated, the thermodynamic parameters of the gas cushion in the presence of saturated fuel vapors in it are given. It was revealed that thermal ignition of the gas cushion in the presence of naphthyl vapor does not occur. In the event of ignition conditions from an external source of thermal energy of a mixture of naphthyl vapors and air, the temperature of the gas cushion during ignition will be 2300 K, the pressure 14.9 kgf /cm². Under these conditions, the capacity remains operational.

ПОВЫШЕНИЕ ОПЕРАТИВНОСТИ ОБНАРУЖЕНИЯ ОТДЕЛЯЮЩИХСЯ ЧАСТЕЙ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ С ПОМОЩЬЮ ГРУППЫ БЕСПИЛОТНЫХ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

В.И. Гончаренко^{1,2}

fvo@mai.ru

Г.Н. Лебедев¹

kaf301@mai.ru

Д.А. Михайлин¹

tau_301@mail.ru

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

²ИПУ РАН

Предложен новый подход к решению задачи предполетного и оперативного планирования действий группы беспилотных летательных аппаратов на основе генетического алгоритма. Принципиальным отличием решаемой задачи от известной задачи коммивояжера является учет требуемого графика обслуживания. Разработанный программно-алгоритмический аппарат автоматизации планирования позволяет повысить оперативность мероприятий по обнаружению отделяющихся частей ракет-носителей с помощью группы беспилотных летательных аппаратов.

До недавнего времени для поиска отделяющихся частей (ОЧ) ракет-носителей (РН) космических аппаратов (КА) использовались пилотируемые вертолеты, что является затратным и длительным методом обнаружения отделяющихся частей. Поэтому активно внедряются современные технологии поиска отработавших ступеней ракет на основе беспилотных летательных аппаратов (БЛА), например, на космодроме «Восточный», в Амурской области и Республике Саха (Якутия). Применение БЛА увеличило эффективность и сократило время поисков в несколько раз [1]. Кроме того, для повышения эффективности поисков ОЧ разрабатываются специализированные мобильные комплексы эксплуатации районов падения отделяющихся частей ракет-носителей.

Дальнейшее повышение оперативности обнаружения ОЧ РН возможно путем организации мониторинга районов падения ОЧ группой БЛА. Поэтому весьма актуальной представляется задача предполетного и оперативного планирования полета группы беспилотных летательных аппаратов для обнаружения ОЧ РН в заданных районах падения.

В отличие от принятых на практике случаев в данной работе рассматриваются процессы обслуживания особого класса мобильных объектов (МО), графики которых либо заданы, либо требуют предварительного назначения, чтобы обслужить эти объекты «в нужное время и в нужном месте». При этом сделано допущение, что по данным расчетов направления и скорости движения объектов по трассам заранее известны при следующей постановке задачи.

Необходимо найти решение задачи обслуживания группой БЛА различных наземных объектов, состоящих из трех типов, — наземных неподвижных пунктов без заданного графика их наблюдения, динамических объектов и наземных пунктов (НП), график наблюдения которых задан, и только мобильных объектов (МО), график наблюдения которых необходимо спрогнозировать.

Поставленную задачу решим с помощью динамического программирования непрерывной формы, согласно которой условию оптимальности соответствует уравнение Беллмана в частных производных.

Приближенное решение уравнения (не имеющего точного аналитического решения) представим функцией Беллмана в виде степенного полинома, ограниченного членами второго порядка.

Известно, что в задачах альтернативного принятия решений коэффициенты функции Беллмана можно найти с помощью метода рабочей точки. Сущность пред-

лагаемого подхода состоит в том, что функции риска представляются степенными полиномами того же порядка, что и функция Беллмана, ординаты риска в окрестности рабочей точки вычисляются в предположении очевидного предпочтения одной альтернативы другим.

Принципиальным отличием решаемой задачи от известной задачи коммивояжера является учет требуемого графика обслуживания, соблюдение которого существенно влияет на выбор маршрута полета даже одного БЛА.

Предлагаемый подход к решению задачи предусматривает при предполетном планировании групповых действий БЛА высокоэффективный генетический алгоритм маршрутизации ввиду многокритериальности и значительной размерности задачи [2, 3].

Сущность предлагаемого подхода состоит в том, что весь планируемый маршрут разбивается на несколько участков (блоков), границами которых являются МО, которые необходимо обслужить в заданном графике. В каждом из этих участков доминирующим является один свой или два частных критерия — важна либо своевременность, либо экономичность, и т. д.

После выполнения процедуры формирования «элиты» на базе приведенных критериев начинается процедура «скрещивания» путем перестановки блоков, а затем процедура «мутации», которая выполняется только между граничными промежуточными пунктами маршрутов. Завершающая операция отбора следующей «элиты» проводится с помощью специального мультипликативного критерия.

Компьютерное моделирование показало, что особый учет графика обслуживания мобильных объектов позволил разбить планируемый маршрут на блоки и тем самым применить процедуры их скрещивания и мутации. Генетический алгоритм лучше на 10...15 % не только однопараметрического и двухпараметрических критериев, но даже и трехпараметрического критерия, так как в итоге выбранный маршрут состоит из участков, каждый из которых оптимален по «своему» показателю.

В работе обосновано выполнение оперативного планирования групповых действий БЛА в виде двух различных операций — выбора состава первоочередных ОН и распределения «ближайших» БЛА между ними на текущем шаге. Показано, что оперативное планирование особенно необходимо при потребности совершить повторный облет очередного ОН либо включить в план обслуживания новый наземный объект, а также при других изменениях динамической обстановки [2, 3].

Проведено компьютерное моделирование процессов маршрутизации для одного БЛА и группы из двух БЛА. Результаты моделирования показали, что использование группы БЛА для поиска ОЧ РН по сравнению с применением одного БЛА позволяет повысить оперативность мероприятий в 1,7–2 раза.

Сравнительные результаты компьютерного моделирования процессов маршрутизации такими способами, как жадный алгоритм, алгоритм Дейкстры и генетический алгоритм, показали, что генетический алгоритм повышает качественное содержание планирования на 15...20 %.

Практическая значимость полученных результатов состоит в том, что предложенный подход к обслуживанию МО является эффективным дополнением к известному подходу обнаружения наземных объектов при облете группой БЛА территории на заданной площади. Более того, автоматизация представления результатов планирования на экране позволяет повысить наглядность разработанных планов.

Литература

- [1] Поиск отработавших ступеней ракет с помощью беспилотников ZALA // Группа компаний ZALA AERO. URL: <http://zala.aero/poisk-otrabotavshix-stupenej-raket-s-pomoshhyu-bespilotnikov-zala/> (дата обращения 12.10.2019).

- [2] Гончаренко В.И., Лебедев Г.Н., Михайлин Д.А. Задача оперативной двумерной маршрутизации группового полета беспилотных летательных аппаратов // Известия РАН. Теория и системы управления. 2019. № 1. С.153–165. DOI: 10.1134/S0002338819010074
- [3] Лебедев Г.Н., Гончаренко В.И., Царева О.Ю., Михайлин Д.А. Выбор множества приоритетных наземных объектов наблюдения с помощью беспилотных летательных аппаратов и маршрутизация их полета // Вестник компьютерных и информационных технологий. 2019. № 2. С. 3–12.

INCREASING THE EFFICIENCY OF DETECTION OF SEPARATING PARTS OF LAUNCH VEHICLES WITH THE HELP OF A GROUP OF UNMANNED AERIAL VEHICLES

V.I. Goncharenko^{1,2}

G.N. Lebedev¹

D.A. Mihailin¹

fvo@mai.ru

kaf301@mai.ru

tau_301@mail.ru

¹ Moscow Aviation Institute (National Research University)

² IPU RAN

A new approach to solving the problem of pre-flight and operational planning of actions of a group of unmanned aerial vehicles on the basis of a genetic algorithm is proposed. The principal difference between the problem to be solved from the known problem of a salesman is to take into account the required service schedule. The developed software-algorithmic apparatus of planning automation allows to increase the efficiency of measures to detect separating parts of launch vehicles with the help of a group of unmanned aerial vehicles.

ОСНОВНЫЕ АСПЕКТЫ РЕАЛИЗАЦИИ МНОГОКРИТЕРИАЛЬНОЙ ОЦЕНКИ ПРОЕКТНЫХ РЕШЕНИЙ АСУ КОСМОДРОМА НА ОСНОВЕ МЕТОДА УВЕРЕННЫХ СУЖДЕНИЙ

В.В. Малышев

Д.А. Разумов

VeniaminMalyshev@mail.ru

DmitriRazumov@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

При разработке АСУ космодрома (АСУК) возникает необходимость квалифицированной оценки предлагаемых проектных решений не только в пространстве показателей «стоимость/эффективность». Предлагаемые методики широко известны [1]. Тем не менее их практическое применение сталкивается с серьезными ограничениями. В докладе рассматриваются аспекты реализации метода уверенных суждений (МУС) для принятия решений при проектировании АСУК[1].

Ключевые слова: космодром, АСУ, многофакторный анализ, поддержка решений

В работах [2, 3] изложены основные подходы для имитационного моделирования в ходе разработки проектных решений больших сложных систем АСУК, где основным критерием эффективности считается время реакции различных служб и подразделений на события повседневного и чрезвычайного характера. Однако возникает проблема оценки полученных результатов и не только в пространстве «стоимость/эффектив-

ность». Обычно для многокритериальной оценки применяются известные методики (методы коэффициентов Фишберна, Саати и др.), тем не менее их практическая реализация требует иногда более глубокого осмысления алгоритмов и при внедрении в некоторых случаях сталкивается с серьезными ограничениями. Как правило, ни одна из них не обходится без формализации экспертного мнения, которое, во-первых, не свободно от субъективного фактора, во-вторых, связано с неразрешимой проблемой организации формирования этих оценок на основе персональной ответственности самих экспертов. Поэтому на практике руководители часто сталкиваются с невозможностью получения однозначных экспертных выводов, которые легко можно формализовать. Для того чтобы существенно снизить влияние вышеописанных факторов на принятие решения в ходе проектирования больших систем типа АСУК, авторы предлагают использовать механизм многокритериальной оценки на основе метода уверенных суждений [1].

В практике принятия многокритериальных решений нередко применяются методы, которые позволяют сводить весь спектр характеристик той или иной альтернативы к численному эквиваленту, определяемому сверткой области неопределенности к некоему критерию или комплексной оценке. Иными словами, используется метод так называемой скаляризации векторного критерия. Вопрос в любом случае заключается в технологии исчисления этой самой оценочной характеристики. Далее, получив для каждого варианта по одному характеризующему его числу, ЛПР осуществляет выбор альтернативы на основе максимального или минимального критерия. Таковы, в частности, в самом общем смысле часто используемые методы коэффициентов Фишберна, Саати и др. Как было отмечено в [1], несмотря на то, что эти подходы обладают целым рядом преимуществ, они потенциально могут «игнорировать» некоторые полезные, с точки зрения оптимальности по Парето, варианты решений и не свободны от субъективности экспертов.

В МУС вместо одного варианта скаляризации векторного критерия рассматриваются все возможные комбинации этих реализаций, а затем оценивается совокупный рейтинг каждой альтернативы по итогам исчислений полученного множества линейных свертки. Тем не менее при программной имплементации метода возникает ряд существенных проблем, связанных с дискретностью множества предложенных коэффициентов скаляризации и доступными вычислительными мощностями имеющихся средств автоматизации. Авторы успешно справились с решением этих проблем в ходе разработки системы поддержки принятия решений (СППР) на основе оригинальных алгоритмов распределения весов показателей проектных альтернатив, а также применения статистических методов для снижения количества вычислений при исчислении рейтингов.

Таким образом, предложенный подход позволяет использовать метод уверенных суждений для решения проблем многокритериального выбора в условиях, когда экспертное мнение оказывается за рамками спектра допустимых инструментариев. Практическая реализация в виде системы поддержки принятия решений позволяет оценивать приоритетность сложных проектов с большим количеством показателей, среди которых можно перечислить, в частности, проекты автоматизированных систем управления космодромом, системы управления ведомств и министерств, АСУ органов регионального и городского управления, организации масштабных спортивных мероприятий регионального и международного уровня и т. п. Кроме того, СППР может применяться в условиях проведения конкурсных и тендерных оценок при ранжировании вариантов сложных технических решений, особенно если экспертные оценки оказываются неприемлемыми или сомнительными. Также необходимо отметить возможности применения системы в вопросах балансировки портфеля проектов крупных компаний, каковыми являются заказчики и исполнители Федеральной космической программы.

Литература

- [1] Малышев В.В., Пиявский Б.С., Пиявский С.А. Метод принятия решений в условиях многообразия способов учета неопределенности // Известия РАН. Теория и системы управления. 2010. № 1. С. 46–61.
- [2] Панов Д.В., Малышев В.В., Пиявский С.А., Ковков Д.В. Сравнительный многокритериальный анализ сложных технических и социальных систем в экономико-управленческом аспекте // МИР (Модернизация. Инновации. Развитие). 2016. Т. 7. № 2. С. 74–83. DOI: 10.18184/2079-4665.2016.7.2.74.83
- [3] Малышев В.В., Разумов Д.А. Концепция имитационной модели для проектирования автоматизированной системы управления космодромом // Информация и Космос. 2019. №. 2 (9). С. 57–67. URL: <http://infokosmo.ru/ru/journal/875/>
- [4] Малышев В.В., Разумов Д.А. Концепция проектирования автоматизированной системы управления космодрома. Имитационная модель для оптимизации проектных параметров. ЦНИИМАШ // Космонавтика и ракетостроение. 2019. № 2 (107). С. 146–163. URL: <https://elibrary.ru/item.asp?id=37603134>

THE MAIN ASPECTS OF THE IMPLEMENTATION OF MULTI-CRITERIA EVALUATION OF DESIGN SOLUTIONS ACS SPACEPORT ON THE BASIS OF METHOD OF CONFIDENT JUDGMENT

V.V. Malyshev
D.A. Razumov

VeniaminMalyshev@mail.ru
DmitriRazumov@yandex.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

By the development the ACS of the cosmodrome (ACSC) there is a need for a qualified assessment of the proposed design solutions and not only in the space of "cost/efficiency" indicators. The proposed methods are widely known [1,2]. However their practical application faces serious limitations. The report discusses aspects of the implementation of the method of confident judgments (ICC) for decision-making in the design of ACS [2].

ОСНОВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ РАЗРАБОТКИ МЕТОДИКИ СИНТЕЗА СТРУКТУРЫ СИСТЕМЫ ЕДИНОГО ВРЕМЕНИ СОВРЕМЕННОГО КОСМОДРОМА

В.А. Лоховин

v.lohovin@russian.space

ФГУП «ЦЭНКИ», г. Москва

Представлены основные направления разработки методики синтеза структуры системы единого времени (СЕВ), заключающейся в поиске структуры, обеспечивающей заданные показатели надежности и оптимизацию затрат на создание и эксплуатацию. Разработка методики является ответом на технический прогресс в области частотно-временного обеспечения, а также продиктована ужесточением требований технико-экономического характера. Представлены алгоритм методики и примеры ее использования.

Разработка системы единого времени (СЕВ) для частотно-временного обеспечения (ЧВО) современного наземного космического комплекса (НKK) требует методического

подхода, основанного на поиске такой структуры, которая смогла бы обеспечить заданные показатели надежности и являлась бы оптимальной с точки зрения затрат на создание и эксплуатацию.

Практика проектирования и анализ литературных источников указывают на отсутствие апробированной и утвержденной методики синтеза структуры СЕВ, необходимой на этапе разработки системы в качестве расчетной и доказательной базы для обоснования применения технических решений и обоснования стоимостных показателей. Целью проведенных исследований является обеспечение эффективности средств и систем частотно-временного обеспечения наземных комплексов космодронов.

Учитывая тот факт, что основными требованиями к СЕВ, помимо функциональных, являются требования надежности и экономической эффективности, видится целесообразным разработка методики синтеза структуры СЕВ на основе соответствующих расчетов — надежности и экономического — и их увязки для поиска оптимальной структуры системы. Одновременно с поиском оптимума необходимо анализировать показатели стандартизации и унификации. Предлагаемая методика основана на рассмотрении определенных действий в заданной последовательности и включает в себя построение функциональных структурных схем надежности (ССН), выявление критичных и некритичных блоков и модулей, анализ уровня стандартизации и унификации, поиск оптимального решения.

Получены предварительные результаты расчета различных структур СЕВ, дается оценка с точки зрения выполнения заданных требований по надежности и стоимости. Методика может применяться при разработке новых систем для организации частотно-временного обеспечения как в космической, так и в других отраслях.

Литература

- [1] Лоховин В.А. Развитие частотно-временного обеспечения объектов наземной космической инфраструктуры на примере разработки системы единого времени космодрома «Восточный». «Орбита молодежи» и перспективы развития российской космонавтики: сборник докладов Всероссийской молодежной научно-практической конференции. Томск: Изд-во ТПУ, 2017. С. 75–76.
- [2] Беспалый В.Д., Тюляков А.Е., Белов Л.Я., Дружин В.Е. Системные аспекты частотно-временного обеспечения наземной космической инфраструктуры космодрома «Восточный» // Труды Института прикладной астрономии РАН, вып. 27. 2013. С. 395–398.
- [3] Крючков И.В., Филатов А.А. Синхронизация подвижных модулей распределенных радиолокационных комплексов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Приборостроение». 2012. С. 45–52.

THE MAIN DIRECTIONS OF THE DEVELOPMENT OF METHODS OF SYNTHESIS OF THE STRUCTURE OF THE UNIFIED TIME SYSTEM OF THE MODERN COSMODROME

V.A. Lohovin

v.lohovin@russian.space

Centre of exploitation of ground space infrastructure

The article presents the main directions of development of methodology for timing system structure synthesis, which consists in finding structure that provides the predetermined reliability and cost optimization. The development of the methodology is a response to technical progress in the field of time and frequency distribution. It is also dictated by the tightening of economic requirements. The algorithm of the technique and examples are presented. It is

assumed that the methodology will serve as a calculation and evidential basis in the process of development and operation of the system, including the justification of technical solutions and cost indicators.

ОПЫТ ЭКСПЛУАТАЦИИ ОБЪЕКТОВ КОСМОДРОМА «ВОСТОЧНЫЙ»

В.В. Соловьев

soloviev.1975@mail.ru

ФГБОУ ВО «Амурский государственный университет»

В публикации рассматриваются объекты унифицированного технического комплекса и заправочно-нейтрализационной станции космодрома «Восточный» и проблемы при их эксплуатации.

Унифицированный технический комплекс предназначен:

- для приема, проверки, проведения испытаний, сборки, технического обслуживания, содержания в установленных готовностях составных частей РКН;
- хранения ступеней и ракет в целом, съемного оборудования, полезных нагрузок;
- для заправки сжатыми газами КА (космический аппарат), РБ (разгонный блок) и БВ (блок Волга), сборки РКН (ракета космического назначения),
- подготовки РКН к транспортированию на Стартовый комплекс (СК) и в случае несостоявшегося пуска приема РКН с СК.

В состав унифицированного технического комплекса космодрома «Восточный» входят следующие здания и сооружения: МИК РН (монтажно-испытательный комплекс ракеты-носителя), МИК КА (монтажно-испытательный комплекс космического аппарата), трансбордерная галерея, склад блоков РН «Союз-2».

МИК РН. МИК РН обеспечивает прием, сборку, хранение СЧ РН, проведение проверок и испытаний, а также предназначен для общей сборки РКН. На нем располагается два рабочих места (РМ) подготовки и испытаний РН «Союз-2», в том числе место хранения РН.

Еще расположено оборудование для проведения сборки, подготовки и испытания СЧ (сборные части) РН и проведения общей сборки РКН. Также в МИК РН располагается агрегат термостатирования, используемый при транспортировании РКН на СК.

Трансбордерная галерея. Трансбордерная галерея предназначена для транспортирования СЧ РКН и оборудования из МИК КА в МИК РН и обратно, что обеспечивает замкнутый цикл проведения испытаний.

В состав входят два трансбордера грузоподъемностью 50 т каждый.

Особые условия при транспортировании СЧ РКН не требуется.

Склад блоков РН «Союз-2». Склад блоков обеспечивает прием, выгрузку и хранение СЧ РН для последующего транспортирования СЧ в залы сборки, а также прием РБ, КА и ППН, используемых при определенных видах работ.

МИК КА. МИК КА обеспечивает прием подготовку и испытания РБ, БВ, КА и ППН (попутная полезная нагрузка), а также сборку КГЧ (космическая головная часть).

Располагаются шесть РМ подготовки и испытаний:

РМ1 подготовки КА (по проекту для подготовки КА организации АО «ИСС» им. М.Ф. Решетнёва); РМ2 подготовки КА (по проекту для подготовки КА организации АО «РКЦ «Прогресс»); локально-чистовая зона для подготовки КА; РМ для подготовки РБ «Фрегат»; РМ для подготовки БВ «Волга» (на данный момент оборудование переведено на длительное хранение); РМ для сборки КГЧ.

Заправочно-нейтрализационная станция ЗНС. ЗНС предназначена для заправки КРТ и сжатыми газами КА, РБ и БВ.

В состав ЗНС входят технологическое оборудование разработки филиала ФГУП «ЦЭНКИ» — КБТХМ — в составе 18 систем.

Располагается одно РМ заправки, конфигурируемое в зависимости от задач (обеспечивает заправку БВ «Волга», РБ «Фрегат» и КА).

Функционально оборудование расположено в зале подготовки и зале заправки.

В настоящее время начато строительство второй очереди космодрома «Восточный», создание стартового стола под РН «Ангара», в связи этим на унифицированном техническом комплексе предстоит провести ряд следующих доработок.

1. Доработка МИК РН и РКН в части переоборудования РМ2 подготовки РН «Союз-2» под РМ подготовки РН «Ангара».

2. Доработка МИК КА, РБ и КГЧ в части оборудования РМ для подготовки разгонных блоков типа ДМ и оборудования РМ для подготовки коммерческих КА (на этом рабочем месте предполагается подготовка КА OneWeb).

3. Доработка склада хранения блоков РН «Союз-2» в части оборудования барокамеры.

Функционирование унифицированного технического комплекса и заправочно-нейтрализационной станции началось с 2015 г. при подготовке к первому пуску который состоялся 28 апреля 2016 г. К настоящему времени успешно состоялись пять пусков РН «Союз» с разгонными блоками «Волга» и «Фрегат».

При проведении текущей эксплуатации технологического оборудования унифицированного технического комплекса и заправочно-нейтрализационной станции появился ряд вопросов по эксплуатации объектов.

1. Отсутствие в регионе подготовленного квалифицированного персонала. На данном этапе эксплуатируют технологическое оборудование разработки АО «РКЦ «Прогресс» и АО «НПО Лавочкина» специалисты, приезжающие из данных организаций, что как минимум увеличивает стоимость пуска. Необходимо создание на космодроме постоянных подразделений, которые будут эксплуатировать данное оборудование либо на базе филиала ФГУП «ЦЭНКИ» — КЦ «Восточный», либо создание постоянно действующего на космодроме филиала организаций АО «РКЦ «Прогресс» и АО «НПО Лавочкина».

2. Разработка нового и модернизированного технологического оборудования впервые используемого в российской космонавтике именно на космодроме «Восточный»:

- трансбордерный агрегат;
- автоматизированная система подготовки двигательных установок РН;
- наземное испытательное оборудование бортовой системы видеоконтроля РН;
- технологическое оборудование для подготовки блока выведения «Волга» и т. д.

Данные системы еще не полностью отработаны, в связи с этим возникают проблемы при их эксплуатации, в том числе неточности в эксплуатационной документации.

3. При разработке проекта на создание унифицированного технического комплекса проектантами в некоторых случаях была допущена ошибка по определению температуры окружающей среды в части определения средней температуры в холодный период — 25 °С. В результате этого происходит замерзание теплоносителя в чиллерных установках в связи с неправильно рассчитанной процентовкой содержания этиленгликоля в теплоносителе.

Процесс создания технического комплекса от проекта до реального объекта сопровождался изменением проектной документации. При установке и вводе оборудования использовалась техническая документация на основе предыдущей эксплуатации подобных объектов на космодроме «Байконур». При изготовлении оборудования

использовались новые технические решения и, как результат, возникло несоответствие эксплуатационной документации и реальных условий эксплуатации оборудования. Для обеспечения бесперебойной работы космодрома необходимо постоянное взаимодействие проектных бюро и филиала ФГУП ЦЭНКИ КЦ «Восточный», осуществляющего непосредственную эксплуатацию.

EXPERIENCE OF OPERATION OF OBJECTS THE VOSTOCHNY SPACEPORT

V. Solovlev soloviev.1975@mail.ru

Amur State University

The publication discusses the objects of the unified technical complex and the filling and neutralization station of the Vostochny spaceport and problems in their operation.

МЕТОДИКА ВЫБОРА ПАРАМЕТРОВ ГИДРОПРИВОДОВ ПОДЪЕМА РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

В.А. Изрицкий

igritsky_v_a@bmstu.ru

А.Ю. Изрицкая

aigritskaya@mail.ru

В.А. Зверев

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва

Подъем ракет космического назначения в вертикальное положение в настоящее время обычно осуществляется с помощью механизмов подъема, построенных на основе многоступенчатых гидроцилиндров. В докладе предложена методика выбора рациональных значений основных параметров механизмов подъема и используемых гидроцилиндров на основе обеспечения полного использования несущей способности гидроцилиндров в начале и в конце подъема.

В настоящее время подъем ракет космического назначения (РКН) в вертикальное положение, как правило, осуществляется с помощью механизмов подъема, построенных на основе многоступенчатых гидроцилиндров. Однако решение задачи выбора параметров таких механизмов, включая межосевые расстояния его элементов, а также диаметры и длины ступеней гидроцилиндров, остается достаточно сложным. При отсутствии существенных конструктивных ограничений на отдельные параметры это решение, как правило, требует достаточно широкого использования методов спуска и перебора различных вариантов [1–3].

Особенностью гидроприводов подъема РКН является то, что практически во всех случаях наибольшие нагрузки на сжатие и растяжение они испытывают соответственно в начале и в конце подъема. В докладе показано, что изменение начального положения гидроцилиндра ни в каких случаях не может привести к одновременному увеличению плеча действия силы гидроцилиндра и в начале, и в конце подъема. Поэтому в основу разработанной методики был положено допущение, что оптимальными являются такие начальные положения гидроцилиндров подъема, которые обеспечивают полное использование несущей способности гидроцилиндров с заданными

геометрическими параметрами и в начале, и в конце подъема. Авторами доклада было получено аналитическое решение тригонометрического уравнения, связывающего плечи действия сил гидроцилиндров в начале и конце подъема РКН с начальным углом установки гидроцилиндра. Данное решение позволяет достаточно быстро определять оптимальные положения гидроцилиндров с точки зрения полного использования их несущей способности.

Поскольку стоимость многоступенчатых гидроцилиндров определяется в основном диаметром и длиной гильзы первой ступени, а энергоемкость — рабочим давлением и общим рабочим объемом, выгодным является использование второй и последующих ступеней максимально возможного диаметра из условия обеспечения прочности гильз. По той же причине выгодным является применение штока минимально возможного по условию обеспечения устойчивости диаметра, а также одинакового рабочего хода всех ступеней гидроцилиндра. Кроме того, размер шарнирных частей гидроцилиндра по соображениям прочности должен быть пропорционален рабочему диаметру первой ступени гидроцилиндра. На основании этих соображений при условии задания относительного диаметра отверстия в полом штоке гидроцилиндра были получены соотношения рациональных размеров гидроцилиндров в зависимости от кратности гидроцилиндра и безразмерного рабочего хода первой ступени, представляющего собой отношение рабочего хода первой ступени к ее рабочему диаметру.

На основании этих результатов была разработана методика выбора параметров гидропривода РКН, включающая следующие основные этапы.

1. Определение максимальных и минимальных значений грузового момента в начале и в конце подъема РКН.

2. Выбор количества параллельно установленных гидроцилиндров и определение нагрузок на самый нагруженный из них в начале и конце подъема.

3. Выбор рабочего давления, материала и конструктивных соотношений гидроцилиндров.

4. Для гидроцилиндров с различным числом ступеней строятся зависимости минимально допустимого диаметра первой ступени при оптимальных углах установки от безразмерного рабочего хода первой ступени.

5. На основании полученных зависимостей с учетом возможного округления размеров проводится выбор числа ступеней и отношения длины рабочего хода первой ступени к ее диаметру в нескольких вариантах, обеспечивающих минимальный требуемый диаметр первой ступени при возможно меньшей ее длине.

6. Диаметры ступеней полученных гидроцилиндров корректируются исходя из соображений округления до стандартных размеров уплотнений с сохранением несущей способности.

7. Проводится проверочный расчет допустимости нагрузок, в том числе отрицательных, в начале и конце выдвижения промежуточных ступеней. В случае нехватки нагрузочной способности результаты расчетов корректируются путем увеличения диаметра первой и последующих ступеней до выполнения требований по нагрузочной способности на всех этапах выдвижения гидроцилиндра.

8. По описанной в литературе [4] методике проводится проверочный расчет гидроцилиндра на общую устойчивость.

В докладе приведен пример проведения выбора параметров гидропривода подъема РКН с помощью предложенной методики. Проведенные проверочные расчеты показывают, что методика позволяет в большинстве практически важных случаев получать рациональные значения параметров приводов подъема РКН при минимальных затратах времени. Рассмотрены применимый в некоторых случаях способ улучшения полученных результатов и признаков возможности его применения, а также возможные направления совершенствования разработанной методики.

Литература

- [1] Новожилов Б.М. Гидравлические механизмы подъема для установочных агрегатов // Аэрокосмический научный журнал. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электрон. журн. 2016. № 06. С. 15–25. DOI: 10.7463/aersp.0616.0851796.
- [2] Игрицкая А.Ю., Зверев В.А., Игрицкий В.А. Методика графоаналитического расчета оптимальных геометрических параметров механизма подъема ракет космического назначения // Электронный журнал «Аллея науки». 2019. № 1 (28). URL: https://alley-science.ru/domains_data/files/09January2019/METODIKA%20GRAFOANALITICHESKOGO%20RASCHETA%20OPTIMALNYH%20GEOMETRICHESKIH%20PARAMETROV%20GIDROPRIVODOV%20PODEMA%20RAKET.pdf (дата обращения 12.11.2019).
- [3] Игрицкий В.А. Оптимизационный расчет параметров гидравлического механизма подъема: Электронное учебное издание. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012. 21 с. URL: <http://bmstu.ru/~sm8/posobie/MU-gidr-meh-pod1.pdf> (дата обращения 12.11.2019)
- [4] Марутов В.А., Павловский С.А. Гидроцилиндры. Конструкции и расчет. М.: Машиностроение, 1966. 170 с.

PARAMETERS CHOOSING METHOD FOR HYDRAULIC DRIVES USED FOR LAUNCH VEHICLES RISING

V.A. Igritsky
A.Yu. Igritskaia
V.A. Zverev

igritsky_v_a@bmstu.ru
aigritskaya@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

The rising of launch vehicles to the vertical position is now usually carried out by means of rising mechanisms built on the basis of multi-stage hydraulic cylinders. The report proposes a method for selecting rational values of the main parameters of the rising mechanisms and used hydraulic cylinders on the basis of ensuring the full use of the bearing capacity of hydraulic cylinders at the beginning and at the end of the rise.

ОЦЕНКА ВЛИЯНИЯ НАЛИЧИЯ ФУНКЦИИ УСТАНОВКИ КОСМИЧЕСКОЙ ГОЛОВНОЙ ЧАСТИ НА МАССУ И СТОИМОСТЬ АГРЕГАТОВ ОБСЛУЖИВАНИЯ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

В.А. Игрицкий

igritsky_v_a@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва

Перевозка космических головных частей на стартовый комплекс в вертикальном положении отдельно от ракеты-носителя позволяет уменьшить массу конструкций космических аппаратов, что особенно актуально для ракет сверхтяжелого класса. В докладе проанализировано влияние дополнительной функции установки космической головной части в вертикальном положении на массу и стоимость агрегатов обслуживания ракет космического назначения.

При перевозке в горизонтальном положении в составе ракет космического назначения (РКН) конструкции космических головных частей (КГЧ) требуют дополнительного усиления для восприятия поперечных ускорений, отсутствующих во время других

периодов их эксплуатации. Это приводит к росту массы и, соответственно, стоимости выведения КГЧ. Особенно выраженно этот эффект проявляется для РКН сверхтяжелого класса (СТК), где в силу габаритных ограничений при перевозке космические аппараты (КА) могут иметь сильно удлиненную форму. Кроме того, считается, что КА, выводимые в составе РКН СТК, будут направляться преимущественно к Луне и другим телам Солнечной системы, что накладывает более строгие требования к массе несущих конструкций таких КА. Учитывая, что в настоящее время в России создается новый космический ракетный комплекс с РКН СТК [1], актуальными являются вопросы создания рациональной технологии его подготовки, одним из вариантов которой является перевозка КГЧ на стартовый комплекс в вертикальном положении отдельно от ракеты-носителя (РН) с последующей установкой на РН с помощью агрегата обслуживания (АО) РКН, размещенного на стартовом комплексе. Примером АО, выполняющего такую функцию, является мобильная башня обслуживания (МБО) РКН семейства «Союз» в Гвианском космическом центре.

Поскольку выполнение операций подъема и опускания КГЧ может быть разрешено только при ограниченной скорости ветра, наиболее опасным расчетным случаем для таких АО будет стоянка с подвешенной КГЧ, когда ветровая нагрузка может достигать своих предельных значений. В этом расчетном случае АО в целом может в первом приближении рассматриваться как сжато-изогнутый стержень.

При размещении КГЧ и средств ее подъема в верхней части АО его конструкция потребует усиления. В случае размещения оси КГЧ в центре тяжести расчетного горизонтального сечения АО поперечные нагрузки на него практически не изменятся. При этом расчет усиления конструкций в первом приближении может быть выполнен исходя из условия сохранения величины перемещений под постоянной ветровой нагрузкой. Однако более подробный расчет АО усложняется тем, что даже при неизменных его габаритах будут изменяться собственные частоты конструкции, что приведет к некоторому изменению инерционной составляющей ветровой нагрузки, оценка влияния которой проанализирована в докладе.

Возросшая при добавлении функции установки КГЧ масса АО также потребует увеличения несущей способности оснований и фундаментов, в том числе под пути при использовании МБО. Хотя конструкция и стоимость фундаментов и искусственных оснований очень существенно зависят от геологических условий площадки, соответствующие общие оценки могут быть получены для условий однородного грунта. Они показывают, что в обычной ситуации будет иметь место умеренное изменение стоимости, однако стоимость может очень существенно возрасти в случае, если потребуется переход на новые типы оборудования для устройства свайных фундаментов либо новые типы оснований и фундаментов для рельсовых путей МБО.

Полученные зависимости позволяют выполнить оценку изменения массы и стоимости АО РКН в случае обеспечения выполнения функции установки КГЧ по сравнению с аналогичными по конструкции АО, не обеспечивающими выполнения этой функции.

Литература

- [1] Заседание Президиума НТС Роскосмоса //Официальный сайт Госкорпорации «Роскосмос» URL: <https://www.roscosmos.ru/25871/> (дата обращения 14.11.2019).

THE INFLUENCE VALUATION OF THE SPACE HEAD INSTALLATION POSSIBILITY TO THE WEIGHT AND COST OF LAUNCH VEHICLES MAINTAINANCE UNITS

V.A. Igriksky

igritsky_v_a@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

Transportation of space heads to the launch complex in a vertical position separate from the launch vehicle allows to reduce the mass of spacecraft structures, which is especially important for super-heavy launch vehicles. The report analyzes the impact of the additional function of installing the space head in a vertical position on the weight and cost of maintenance units of launch vehicles.

КОНЦЕПЦИЯ СОЗДАНИЯ ОБИТАЕМОЙ БАЗЫ НА ФОБОСЕ

А.Ю. Изрицкая¹

aigritskaya@mail.ru

В.А. Изрицкий¹

igritsky_v_a@bmstu.ru

В.И. Майорова¹

В.А. Павлюченко¹

М.А. Денисов¹

Ф.А. Тепло²

К.Л. Грэхэм³

М.А. Содано⁴

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва

² МАРХИ, г. Москва

³ Университет Хьюстона (США)

⁴ Университет Генуи (Италия)

Доклад содержит концепцию создания долговременной обитаемой базы на Фобосе, обеспечивающей дистанционное управление роботами на Марсе. Предложены принципы построения генерального плана базы и очередности ее развертывания, способ обеспечения возможности передвижения техники по поверхности Фобоса и технология монтажа заглубленных модулей базы, а также обеспечивающий повышенную безопасность способ посадки космических аппаратов на станции.

В настоящее время в России достижение Марса запланировано после 2030 года [1]. При этом пилотируемый полет на Марс должен рассматриваться как часть более долгосрочной программы исследования и освоения планеты, без которой такой полет, как показал пример Луны, может длительное время не получить продолжения. В связи с тем, что длительность разработки научных программ такого масштаба составляет обычно более 10 лет, разработка предложений по реализации программ исследования Марса и его спутников актуальна уже в настоящее время.

В рамках Международной молодежной научной школы «Исследование космоса: теория и практика — 2019», проведенной Учебно-научным молодежным космическим центром МГТУ им. Н.Э. Баумана, был разработан коллективный научно-технический проект «Разработка концепции создания космической транспортной системы для освоения Марса с использованием обитаемой базы на спутнике Фобос». В рамках этого проекта была изучена возможность создания обитаемой базы на Фобосе.

Создание такой базы может быть связано с тем, что в перспективе проводить углубленное изучение Марса и управлять строительством инфраструктуры на планете может быть удобно не непосредственно с поверхности Марса, а с использованием промежуточной обитаемой базы на Фобосе. Это связано с наличием целого ряда преимуществ, которые может иметь такая база. В частности, создание и эксплуатация обитаемой базы на Фобосе обойдутся значительно дешевле аналогичной базы непосредственно на Марсе и могут быть сопоставимы с затратами для аналогичной лунной базы. Кроме того, Фобос находится в зоне видимости из любой точки поверхности Марса, кроме приполярных регионов, в течение нескольких часов не менее двух раз в сутки. При этом расстояние до Фобоса составляет для разных точек Марса от 6000 до 9000 км, что соответствует задержке сигнала за счет расстояния в одну сторону 0,02...0,03 с. Такое значение задержки обеспечивает возможность комфортного телеуправления роботами на поверхности Марса в режиме реального времени.

Для приземления на Фобос нужно учитывать несколько факторов. Во-первых, для наблюдения за Марсом и управления роботами на его поверхности необходимо, чтобы из района размещения базы могла просматриваться планета. Во-вторых, при сбоях в работе систем управления и двигательных установках космических аппаратов операции посадки на базе будут безопасными фактически только в случае подлета к месту базирования по траектории, не пересекающей поверхность Фобоса, и конструкции базы с минимальной относительной скоростью. Это может быть обеспечено только при посадке по касательной к поверхности Фобоса фактически в плоскости его орбиты. В третьих, развертывание базы не должно осуществляться в кратере, поскольку механика поведения грунта в кратере от астероида схожа с механикой поведения грунта в воронке, образованной при наземном ядерном взрыве: грунт на стенах кратера неустойчив и может обваливаться, особенно при попытках переезда через его край. Исходя из всего перечисленного выше, наиболее рациональным является размещение базы в районе центра видимой с Марса стороны спутника Фобос, на пологих холмах в нескольких километрах от края кратера Стикни.

Из-за того что грунт Фобоса, как считается, на основной части поверхности спутника представляет собой рыхлую смесь пыли и более крупных каменных фракций низкой плотности глубиной до 100 м, а ускорение свободного падения в районе размещения базы составляет порядка 0,0002g, использование существующих методов строительства практически невозможно. В связи с этим была предложена специальная технология создания базы, включающая на первом этапе подготовку местности путем установки специальных анкерных опор, заглубляемых в грунт при соударении с поверхностью при посадке на большой скорости. Далее на базу должны быть доставлены специальные роботы двух типов. Мобильные роботы первого типа, снабженные несколькими манипуляторами, раскладывают на грунт защитное покрытие в районе проведения взлетно-посадочных операций и натягивают между установленными опорами тросы, которые увеличивают жесткость системы опор и в дальнейшем служат для всех перемещений в пределах базы. В дальнейшем роботы первого типа обеспечивают транспортные операции в пределах базы, а также посадку и запуск космических аппаратов. Роботы второго типа предназначены для создания котлованов под размещение модулей базы. Их отличительной особенностью является то, что из-за крайне малого ускорения свободного падения для выполнения любых земляных работ даже в крайне слабом грунте роботу понадобится многотонный балласт, в качестве которого предполагается использовать один или несколько модулей базы. Для сокращения объема земляных работ предполагается установка модулей в вертикальном положении в котлован с укрепленными вертикальными откосами, а для уменьшения пылеобразования и укрепления основания

предполагается ограничить объем экскавации грунта, применив в основном его уплотнение. При этом модули предполагается соединить в нижней их части монтируемыми отдельно тоннельными переходами относительно малых длины и диаметра. При этом основная часть модулей должна быть доставлена уже после создания котлованов для их размещения. С целью защиты от радиации сверху модули также засыпаются разработанным грунтом в мешках.

Экипаж обитаемой базы на первом этапе ее развития составляет шесть человек и может размещаться на базе уже после установки первого модуля. Первый модуль является основным компонентом базы и оснащен всем необходимым для длительного пребывания в нем, за исключением размещаемых отдельно ядерных источников энергии и радиаторов. В нем находятся шесть временных спальных мест, кухня и все необходимое для осуществления гигиены и тренировок, а также кладовая, ремонтная мастерская, различные служебные системы и небольшая часть научного оборудования и оборудования дистанционного управления роботами. В нижней части модуля расположены места стыковки с переходными тоннелями для соединения с другими модулями, а на верхнем торце — зенитный иллюминатор со шлюзом и стыковочным узлом для соединения с пилотируемыми космическими кораблями, которые могут храниться в пристыкованном состоянии.

Второй модуль предназначен для частичного воспроизводства расходных материалов и содержит соответствующее технологическое оборудование, оранжерею, оборудование для медико-биологических научных исследований и места для более комфортных тренировок.

Третий модуль предназначен для увеличения степени комфорта экипажа и обеспечения проведения пересменок. В нем находятся шесть постоянных спальных мест, расширенный медицинский отдел, зона рекреации. Предполагается, что котлованов в грунте, создаваемых по треугольной сетке, постоянно будет на один больше, чем модулей, что обеспечит использование незадействованных соединительных тоннелей в качестве дополнительных эвакуационных выходов.

Предложенная концепция позволяет создать обитаемую базу в особых условиях Фобоса, а ее отдельные элементы могут найти применение при создании инфраструктуры и на других малых телах Солнечной системы.

Литература

- [1] Основные положения ОСНОВ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу, утвержденные Президентом Российской Федерации от 19 апреля 2013 г. № Пр-906. URL: http://www.roscosmos.ru/media/files/docs/3/osnovi_do_2030.doc. (дата обращения 26.10.2019).

THE CONCEPT OF CREATING A HABITABLE BASE ON PHOBOS

A.Yu. Igritskaia¹

V.A. Igritsky¹

V.I. Mayorova¹

V.A. Pavlyuchenko¹

M.A. Denisov¹

F.A. Teplo²

K.L. Graham³

M.A. Sodano⁴

aigritskaya@mail.ru

igritsky_v_a@bmstu.ru

¹ Bauman Moscow State Technical University

² MARKHI

³ University of Houston (USA)

⁴ University of Genoa (Italy)

The report contains the concept of creating a long-term habitable base on Phobos, providing remote control of robots on Mars. The principles of the Masterplan framework, and the priority of deployment, a way of ensuring mobility of equipment for the surface of Phobos and the installation technique of underground modules of the base and enhanced safety method of landing spacecraft on the station are proposed.

МОНИТОРИНГ СОСТОЯНИЯ НЕСУЩИХ КОНСТРУКЦИЙ СТАРТОВЫХ КОМПЛЕКСОВ С ПОМОЩЬЮ АНАЛИЗА ДАННЫХ ВИДЕОРЕГИСТРАЦИИ ПРЕДСТАРТОВОЙ ПОДГОТОВКИ

А.Ю. Изрицкая

В.А. Изрицкий

В.А. Зверев

aigritskaya@mail.ru

igritsky_v_a@bmstu.ru

zverev_v_a@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва

В докладе проводится анализ возможности организации мониторинга состояния несущих конструкций стартовых комплексов ракет космического назначения с помощью анализа видеосъемки операций перемещения этих элементов. Данный подход позволит проводить оперативную диагностику конструкций и анализ процессов, происходящих при выполнении соответствующих операций без использования дополнительных измерительных систем по материалам обязательной видеосъемки проводимых операций.

В настоящее время наземное оборудование стартовых комплексов (СК) ракет космического назначения (РКН) зачастую эксплуатируется очень длительное время. При этом несущие конструкции наземного оборудования находятся под воздействием неблагоприятных факторов окружающей среды, периодически испытывая существенные нагрузки при запуске ракет, что может спровоцировать со временем возникновение скрытых и развитие дефектов и в дальнейшем отказов, в том числе с катастрофическими последствиями. В связи с этим, а также тем, что одной из официально утвержденных задач космической политики России является поддержание работоспособности существующих объектов наземной космической инфраструктуры на различных Российских космодромах [1], актуальной является разработка методик диагностики повреждений конструкций наземного оборудования, требующих для своего применения по возможности минимальных затрат при достаточной их эффективности.

Одним из самых распространенных методов мониторинга и диагностики несущих конструкций является диагностика на основе измерения частот собственных колебаний, возбуждаемых в этих конструкциях различными нагрузками. При этом одним из наиболее активно развивающихся и пригодных для применения для оборудования СК РКН является использование идентификации колебаний несущих конструкций путем анализа видеосъемки, в том числе высокочастотной и с использованием специальных оптоэлектронных систем. Однако находят применение также системы мониторинга конструкций, использующие для такого мониторинга и обычные видеокамеры.

Особенностями несущих конструкций наземного оборудования СК РКН является, с одной стороны, обязательная контрольная видеосъемка всех проводимых операций, осуществляемая, как правило, с нескольких точек, что может повысить точность измерений, и относительно низкая жесткость конструкций с собственными частотами порядка 1 Гц. Это создает предпосылки для создания систем диагностики состояния этих конструкций по аналогии с системами, разрабатываемыми для мониторинга объектов гражданской инфраструктуры, на основе видеорегистрации [2] или комбинации видеорегистрации с другими типами датчиков [3]. Такая система может потребовать только минимальных дополнительных расходов, направленных в основном на создание и поддержание соответствующего программного обеспечения, позволяя при этом в автоматическом режиме распознавать признаки появления дефектов в конструкциях, которые в дальнейшем могут быть подвергнуты более детальной диагностике [4].

В докладе проводится анализ возможностей диагностики неисправности несущих конструкций элементов СК РКН путем идентификации их колебаний по материалам контрольной видеосъемки с учетом особенностей их функционирования. Показано, что проведение такой идентификации позволяет также получить дополнительную информацию о вредных и опасных процессах, происходящих при выполнении соответствующих операций, таких как непредусмотренные соударения элементов конструкций.

Приведен разработанный алгоритм проведения диагностики несущих конструкций путем анализа видеосъемки их движения, включающий покадровую идентификацию положения диагностируемой конструкции, последующий анализ полученных данных с использованием дискретного преобразования Фурье и сравнение со значениями собственных частот исправной конструкции, полученными в результате расчетного анализа. В качестве примера выполнены идентификация и анализ колебаний кабель-заправочной мачты (КЗМ) РКН «Союз-2» на космодроме «Восточный» на основе данных видеосъемки предстартовых операций.

Литература

- [1] Основные положения ОСНОВ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу, утвержденные Президентом Российской Федерации от 19 апреля 2013 г. № Пр-906. URL: http://www.roscosmos.ru/media/files/docs/3/osnovi_do_2030.doc (дата обращения 26.10.2019).
- [2] Yang Y., Sanchez L., Zhang H. et al. Estimation of full-field, full-order experimental modal model of cable vibration from digital video measurements with physics-guided unsupervised machine learning and computer vision // *Structural Control and Health Monitoring*. 2019. Vol. 26 (6). P. e2358.
- [3] Xu Y., Brownjohn J.M.W., Huseynov F. Accurate Deformation Monitoring on Bridge Structures Using a Cost-Effective Sensing System Combined with a Camera and Accelerometers: Case Study // *Journal of Bridge Engineering*. 2019. Vol. 24 (1). P. 05018014.
- [4] Igritskaia A., IgritskyV., Zverev V. Diagnostics of the launch system structures by analyzing the video footage of their motion // *AIP Conference Proceedings*. 2019. Vol. 2171. P. 110015. URL: <https://doi.org/10.1063/1.5133249> (дата обращения 12.11.2019).

LAUNCH COMPLEXES SUPPORTING STRUCTURES STATUS MONITORING BY ANALYSIS OF PRE-LAUNCH OPERATIONS VIDEO DATA

A.Yu. Igritskaya

V.A. Igritsky

V.A. Zverev

aigritskaya@mail.ru

igritsky_v_a@bmstu.ru

zverev_v_a@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

The report examines the possibility of launch vehicles launch complexes supporting structures status monitoring by analyzing the videos of these elements moving operations. This approach will allow to carry out operational diagnostics of the structures and the analysis of the processes occurring during the operations without use of additional measuring systems by analysis of videos obtained from obligatory video shooting of the operations.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ПУТЕМ АНАЛИЗА ВИДЕОЗАПИСЕЙ ПРОЦЕССА ПОДЪЕМА РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

А.Ю. Игрицкая¹

В.А. Игрицкий¹

В.А. Зверев¹

А.И. Забегаев²

aigritskaya@mail.ru

igritsky_v_a@bmstu.ru

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» — «КБ «Мотор»

Анализируются возможности определения параметров движения стрелы с ракетой космического назначения в процессе подъема путем анализа видеозаписей. Такой подход позволит проводить анализ динамики подъема, в том числе переходных процессов, без использования дорогостоящих систем регистрации параметров либо использоваться для получения дополнительной информации о процессе подъема при наличии таких систем.

Все отечественные и значительная часть зарубежных ракет космического назначения (РКН) готовятся на технической позиции и перевозятся на стартовый комплекс в горизонтальном положении, после чего должны быть подняты в вертикальное положение для последующей установки на пусковой стол или стартовую систему. При выполнении соответствующих операций подъема должны выполняться заданные ограничения на ускорения, действующие на РКН. Обеспечение выполнения этих требований является достаточно сложной инженерной задачей из-за большой массы и габаритов РКН, а также относительно низкой жесткости конструкций установщиков при наличии возмущающих воздействий от ветра и переходных процессов в приводах подъема. К этим переходным процессам приводят изменения угловой скорости движения РКН в начале, в конце подъема и при переключении ступеней гидроцилиндров, а также при включении в работу дополнительных гидроцилиндров или при их отключении.

В связи со сложностью этих процессов важное значение имеют экспериментальные исследования процессов подъема на натурных и модельных объектах, а также мониторинг проведения операций подъема и опускания ракет, проводимые путем регистрации различных параметров наземного оборудования и РКН в процессе подъема, включая параметры движения РКН со стрелой или тележкой. Такая регистрация

позволяет уточнять расчетные параметры, а также отслеживать изменения состояния механизмов подъема, включая возможность выявления части скрытых отказов.

В настоящее время одним из наиболее активно развивающихся методов диагностики крупных несущих конструкций и регистрации их вибраций является анализ видеозаписей движения этих конструкций, используемый в том числе и в случаях, когда перемещения конструкций меньше, чем размер пиксела видеозаписей. Как правило, при этом проводится диагностика целостности конструкций путем анализа изменения спектра возбуждаемых различными воздействиями собственных колебаний этих конструкций. В частности, видеорегистрация применяется для диагностики несущих конструкций мостов иногда в сочетании с другими видами датчиков [1]. Такие технологии предлагалось использовать и для диагностики состояния несущих конструкций наземного оборудования при помощи анализа данных обязательной видеорегистрации операций подготовки [2], где при проведении операций подвода и отвода возможен также анализ некоторых особенностей протекания этих процессов.

В случае проведения анализа видеозаписей операций подъема или опускания РКН по методике, близкой к предложенной в [1], может быть получен целый ряд различных параметров движения РКН со стрелой или тележкой. Показано, что на основании этих данных могут быть определены параметры части спектра собственных колебаний системы для ее последующей диагностики, оценены максимальные значения ускорений и перемещений различных точек РКН для оценки их допустимости, а также экспериментально определены некоторые параметры приводов подъема. Преимуществом данного метода определения параметров движения является низкая стоимость его использования, поскольку для агрегатов, обеспечивающих подъем РКН, характерны достаточно низкие собственные частоты колебаний конструкций, что позволяет использовать для проведения соответствующего анализа видеозаписи обычных камер, используемых для видеорегистрации проведения соответствующих операций.

В докладе рассмотрен пример определения параметров движения элементов системы для операции подъема РКН «Союз-ФГ».

Литература

- [1] Xu Y., Brown John J.M.W., Huseynov F. Accurate Deformation Monitoring on Bridge Structures Using a Cost-Effective Sensing System Combined with a Camera and Accelerometers: Case Study // Journal of Bridge Engineering. 2019. Vol. 24 (1). P. 05018014.
- [2] Igritskaia A., Igritsky V., Zverev V. Diagnostics of the launch system structures by analyzing the video footage of their motion // AIP Conference Proceedings. 2019. Vol. 2171. P. 110015. URL: <https://doi.org/10.1063/1.5133249>

DETERMINATION OF MOTION PARAMETERS BY ANALYZING VIDEOS OF THE LAUNCH VEHICLE VERTICALIZATION PROCESS

A.Yu. Igritskaia¹

V.A. Igritsky¹

V.A. Zverev¹

A.I. Zabegaev²

aigritskaya@mail.ru

igritsky_v_a@bmstu.ru

zverev_v_a@bmstu.ru

¹ Bauman Moscow State Technical University

² DB Motor, a branch of FSUE "TsENKI"

The report analyzes the possibility of determining the movement parameters of the boom with a launch vehicle in the verticalization process by analyzing videos. This approach will

allow analysis of the dynamics of the rise, including transients, without the use of expensive systems of registration of parameters or be used to obtain additional information about the verticalization process in the presence of such systems.

МЕТОДИКА ДИНАМИЧЕСКОГО РАСЧЕТА СИСТЕМЫ ПОДЪЕМА ТРАНСПОРТНО-ПУСКОВОГО КОНТЕЙНЕРА С РАКЕТОЙ ДЛЯ ПОДВИЖНОЙ ПУСКОВОЙ УСТАНОВКИ

А.С. Шевченко, В.А. Усачев

25061973@bk.ru

Военная академия РВСН имени Петра Великого

Приведена методика расчета специальной грузоподъемной системы, позволяющей повысить готовность комплекса при нахождении агрегата на позиции.

Теоретические исследования и опыт эксплуатации подвижных агрегатов комплекса показывают на необходимость ускоренного перевода транспортно-пускового контейнера (ТПК) с ракетой подвижной пусковой установки (ППУ) в пусковое положение как одного из возможных эффективных путей повышения готовности комплекса.

Анализ схемных решений элементов агрегата показал целесообразность применения в исследуемой системе порохового аккумулятора давления (ПАД) в качестве источника мощности механизма подъема, многоступенчатого телескопического гидроцилиндра (ГЦ) с помощью регулируемых дросселей на входе и выходе ГЦ.

Обоснована конструктивно-компоновочная схема системы ускоренного подъема (СУП), на основании которой была разработана расчетная модель СУП и гидропривода с ПАД. Разработана уточненная математическая модель специального грузоподъемного агрегата для исследования движения системы «ракета – ТПК» при подъеме ее в пусковое положение, которая в отличие от существующих позволяет учитывать комплексное влияние массово-жесткостных характеристик и конструктивных параметров агрегата на динамику подъема ТПК с ракетой.

Использование ПАД позволяет уменьшить вес, приходящийся на единицу мощности привода по сравнению с ранее использующимися, и дает возможность получить преимущества: повышение надежности выполнения операции СУП ТПК с ракетой за счет исключения из этой операции ходового двигателя, группы насосов и значительного сокращения коммуникационной аппаратуры, связанной с ними.

Предложенный подход к моделированию и оценке параметров СУП позволяет сократить сроки разработки и исследовать процесс вертикализации ТПК ППУ.

METHOD OF DYNAMIC CALCULATION OF LIFTING SYSTEM OF TRANSPORT AND LAUNCH CONTAINER WITH ROCKET FOR MOBILE LAUNCHER

A.S. Shevchenko, V.A. Usachev

25061973@bk.ru

VA RVSН named after Peter the Great

The method of calculation of a special load-lifting system, which allows to increase the readiness of the complex when the unit is in position, is given.

СПОСОБ УЛУЧШЕНИЯ ЭКСПЛУАТАЦИОННЫХ И ДИНАМИЧЕСКИХ КАЧЕСТВ ШАХТНЫХ ПОДЪЕМНИКОВ

А.В. Кириков¹

antonkirikov1993@yandex.ru

Ю.В. Маракунин¹

В.В. Буренин²

¹ АО «Корпорация «СПУ-ЦКБ ТМ»

² Московский автомобильно-дорожный государственный технический университет (МАДИ)

Предложен способ улучшения характеристик шахтного подъемника за счет применения в электроприводах двигателей на новых физических принципах.

Шахтные подъемники (ШП) нашли широкое распространение в заглубленных сооружениях, причем последнее время начали применяться двухкабинные подъемники.

Среди электроприводов ШП нашли применение электроприводы постоянного тока (ЭПТ), электропривода трехфазного переменного тока (ЭТПТ) и комбинированные электроприводы. При этом ЭПТ отличаются рациональными эксплуатационными качествами: хорошая управляемость, отсутствие толчков, ударов и дерганий. Однако из-за комбинаторно-щеточного узла динамические качества, оцениваемые через рабочие и нерабочие интервалы вращения вала двигателя постоянного тока, не всегда устраивают, в то время как ЭТПТ имеют высокую надежность. Однако рывки, неравномерность скорости движения, большие пусковые токи ограничивают применение таких приводов, даже в то время, когда появились эффективные трехфазные асинхронные двигатели серии 7А.

Интересной становится гипотеза о применении в электроприводах ШП бесконтактных двигателей постоянного тока (БДПТ), поскольку они характеризуются большим ресурсом работы, высокой надежностью, точностью скорости движения и т. д., однако применения такие двигатели пока не нашли.

ШП с БДПТ могут заменить известные электроприводы в подъемниках только лишь из-за того, что они применимы как при источнике постоянного тока, так и при источнике переменного тока. Кроме того, их использование позволит уменьшить вибрации системы, снизить удары, увеличить скорость и массу подъема, а применение двухкабинного ШП позволит сократить время обслуживания подъемника и время других операций. Для управления двухкабинными ШП применим простейший двухполюсной с нейтральным положением переключатель, что было подтверждено экспериментом на месте ШП с БДПТ.

METHOD FOR IMPROVING OPERATIONAL AND DYNAMIC QUALITIES OF SHAFT LIFTS

A.V. Kirikov¹

antonkirikov1993@yandex.ru

Y.V. Marakulin¹

V.V. Burenin²

¹ SPU

² MAI .JSC "Strategic Command Posts Corporation"

Method of improving the characteristics of the mine lift due to the use of motors in electric drivers on new physical principles is proposed.

СПОСОБ СНИЖЕНИЯ ДИНАМИЧЕСКИХ НАГРУЗОК ПРИ ПЕРЕКЛЮЧЕНИИ СТУПЕНЕЙ МНОГОСТУПЕНЧАТЫХ ГИДРОЦИЛИНДРОВ ПРИВОДОВ ПОДЪЕМА РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ

А.Ю. Изгрицкая¹

aigritskaya@mail.ru

А.И. Забегаев²

В.А. Зверев¹

В.А. Изгрицкий¹

igritsky_v_a@bmstu.ru

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² Филиал ФГУП «ЦЭНКИ» — «КБ «Мотор»

Для подъема ракет космического назначения в вертикальное положение обычно используются многоступенчатые гидроцилиндры, процесс переключения ступеней которых является одним из источников инерционных нагрузок на ракету. В докладе рассматривается возможность снижения этих нагрузок путем использования двух пар симметрично установленных гидроцилиндров, отличающихся углами начальной установки, что позволяет разнести по времени моменты переключения ступеней.

Собираемые в горизонтальном положении ракеты космического назначения (РКН) требуют подъема в вертикальное положение после доставки на стартовый комплекс. Для этого, как правило, используется гидравлический привод с многоступенчатыми гидроцилиндрами. Причем для некоторых РКН количество параллельно установленных гидроцилиндров подъема достигает четырех. Одной из особенностей применения многоступенчатых гидроцилиндров для приводов подъема ракет является наличие скачкообразного изменения скорости выдвижения при переключении между ступенями гидроцилиндров, что создает дополнительные инерционные нагрузки на РКН и потенциально может привести к возникновению недопустимых поперечных перегрузок. В связи с этим актуальным является рассмотрение различных способов снижения таких перегрузок при переключении ступеней гидроцилиндров подъема.

В докладе предлагается способ снижения перегрузок, действующих при переключении ступеней многоступенчатых гидроцилиндров, путем использования двух пар симметрично установленных гидроцилиндров, отличающихся углами начальной установки, что позволяет разнести по времени моменты переключения ступеней. При такой установке гидроцилиндров при переключении между соседними ступенями гидроцилиндров появляется отрезок времени, на котором стрела с РКН имеет промежуточную скорость подъема. В результате переходные процессы в системе могут быть более щадящими для РКН при той же скорости подъема. Однако такой вариант установки гидроцилиндров может быть менее удобен с конструктивной и технологической точек зрения. В некоторых случаях он также может иметь несколько меньшую допустимую нагрузку.

В докладе рассмотрены вопросы практического применения такого способа, в частности, сформулированы критерии выбора минимальной и максимальной разности углов установки двух групп гидроцилиндров. Эти критерии определяются длительностью переходных процессов в системе, влиянием бокового ветра на изменение моментов переключения ступеней отдельных гидроцилиндров и возможностью совпадения моментов переключения разных пар ступеней при существенно различных начальных углах установки различных групп гидроцилиндров.

Также в докладе проанализировано снижение нагрузочной способности гидропривода подъема с установленными под различными углами гидроцилиндрами по сравнению со случаем, когда все его гидроцилиндры установлены под углом, обеспе-

чивающим максимальную нагрузочную способность привода [1]. Приведены примеры графиков соответствующих зависимостей для многоступенчатых гидроцилиндров с различной кратностью хода и соотношениями диаметров ступеней при различных разностях углов установки групп гидроцилиндров.

Литература

- [1] Зверев В.А., Игрицкая А.Ю., Игрицкий В.А. Методика графоаналитического расчета оптимальных геометрических параметров гидроприводов подъема ракет космического назначения // Актуальные проблемы космонавтики: XLIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Москва, 29 января — 1 февраля 2019 г.): сборник тезисов : в 2 т. Т. 1. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019. 419 с.

A METHOD FOR REDUCING DYNAMIC LOADS DURING SWITCHING STAGES OF MULTISTAGE HYDRAULIC CYLINDERS OF LAUNCH VEHICLES RISING DRIVES

A.Yu. Igritskaia¹

aigritskaya@mail.com

A.I. Zabegaev²

V.A. Igritsky¹

igritsky_v_a@bmstu.ru

V.A. Zverev¹

V.A. Igritsky¹

¹ Bauman Moscow State Technical University

² DB Motor, a branch of FSUE "TsENKI"

Multistage hydraulic cylinders are usually used to rise launch vehicles to the vertical position, the process of switching the stages of which is one of the sources of inertial loads on the launch vehicle. The report considers the possibility of reducing these loads by using two pairs of symmetrically installed with different initial angles hydraulic cylinders which allows you to spread the timing moments of switching stages.

ОБОСНОВАНИЕ ВЫБОРА ТОЧЕК ПОДВЕСА ТРАНСПОРТНО-УСТАНОВОЧНОЙ ТЕЛЕЖКИ НА КАНАТАХ МЕХАНИЗМА ПОДЪЕМА ДЛЯ МИНИМИЗАЦИИ ЕЕ МАССОГАБАРИТНЫХ ХАРАКТЕРИСТИК

И.С. Удовик, А.В. Золин

iltaria@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматривается задача подбора оптимальных массогабаритных характеристик рамы транспортно-установочной тележки для перспективной ракеты-носителя сверхтяжелого класса путем выбора мест крепления канатов механизма подъема к тележке на стартовом комплексе. Проведенные расчеты призваны обеспечить минимальные массу, габариты и стоимость тележки и приводов механизмов подъема.

В рамках основ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года в настоящее время ведутся разработ-

ки первой в России ракеты-носителя сверхтяжелого класса [1]. В связи с этим актуальны вопросы проектирования различного технологического оборудования для перспективной ракеты, в частности транспортно-установочного оборудования (ТУО), предназначенного для транспортирования ракеты с технического комплекса (ТК) на стартовый комплекс (СК) с последующим переводом ее в вертикальное положение и установкой на пусковое устройство (ПУ), а также снятия ракеты с ПУ и ее транспортировка на ТК в случае несостоявшегося пуска.

Традиционно в качестве приводов подъема стрел установщиков используются гидравлические приводы с многоступенчатыми гидроцилиндрами. Однако такие приводы обладают рядом недостатков: высокие требования к технологии изготовления; ограниченные размеры гидроцилиндров; сложность в эксплуатации; необходимость частого проведения регламентных работ. Наряду с этим из-за большой массы ракеты и особенностей расположения гидроцилиндров в системе действуют большие нагрузки, поэтому гидроприводы изготавливаются на заказ и являются достаточно дорогими.

В данной работе в качестве установочного оборудования ракет рассматривается транспортно-установочная тележка (ТУТ) с канатными грузоподъемными механизмами (лебедками) в роли исполнительных органов подъема, которые установлены на агрегате обслуживания на СК. Такие механизмы по сравнению с установщиками с гидроприводами обладают сравнительно высокой экономичностью их создания и эксплуатации и технологичностью конструкции составных элементов.

Данная работа преследует следующие цели: проанализировать, как меняются массогабаритные характеристики (МГХ) стрелы ТУТ, нагрузка в канатно-полиспастной системе (КПС) механизмов подъема при варьировании координат точек подвеса тележки канатами, найти закономерности; оценить оптимальное расположение узлов подвеса ТУТ канатами по длине рамы, при котором МГХ стрелы установщика минимальны и приводы механизма подъема испытывают минимальное нагружение.

Для решения рассматриваемой задачи предложена математическая модель ТУТ, представляющая собой систему жестких узлов, связанных между собой стержневыми конечными элементами. Проведено численное моделирование, при котором найдены геометрические параметры модели, удовлетворяющие требованиям к статической прочности и жесткости рамы тележки. В качестве расчетного случая рассмотрен начальный момент подъема ТУТ с ракетой в вертикальное положение на СК, связанный с их отрывом от ходовых тележек, на которые опирается установщик при транспортировании. Для этого расчетного случая характерно наличие наибольшего изгибающего момента, действующего на раму установщика в процессе подъема ракеты в вертикальное положение, а также наличие максимальной нагрузки в канатно-полиспастной системе. В расчетах динамическая составляющая от «трогания» тележки с места учитывается введением дополнительного коэффициента поперечной перегрузки рамы установщика.

Закономерности, выявленные в результате проведения оптимизационного расчета, позволяют дать рекомендации по выбору мест крепления грузозахватных устройств к ТУТ для подъема перспективной ракеты-носителя сверхтяжелого класса в вертикальное положение и возвращения в горизонтальное положение с помощью канатных грузоподъемных механизмов, что позволяет существенно снизить массу, габариты и стоимость тележки и приводов механизмов подъема.

Литература

- [1] Основные положения «Основы государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу», утвержденные Президентом Российской Федерации от 19 апреля 2013 г. № Пр-906. URL: http://www.roscosmos.ru/media/files/docs/3/osnovi_do_2030.doc (дата обращения 16.10.2019).

JUSTIFICATION OF THE CHOICE OF SUSPENSION POINTS OF THE TRANSPORTER-ERECTOR UNIT ON THE ROPES OF THE LIFTING MECHANISM TO MINIMIZE ITS WEIGHT AND SIZE CHARACTERISTICS

I.S. Udovik, A.V. Zolin

iltaria@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

In this paper, we consider the problem of selecting the optimal weight and size characteristics of the transporter-erector unit frame for advanced super heavy-lift launch vehicle by selecting the attachment points of the lifting mechanism ropes to the unit at the launch complex. The calculations are designed to ensure the minimum weight, dimensions and cost of the unit and the winches as lifting mechanisms.

ОЦЕНКА ПРОЧНОСТИ ТРОСОВ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ МАГНИТОШУМОВЫМ МЕТОДОМ

Д.К. Гусев

gdk80@yandex.ru

Д.А. Васильев

Р.Н. Борисенко

Военная академия РВСН имени Петра Великого

Прочность тросов технологического оборудования (ТО) ракетных комплексов (РК) во многом определяется способностью выдерживать допускаемый спектр нагрузок при эксплуатации и требует регулярного контроля состояния ТО наиболее эффективными методами. В условиях продления ресурсов работы РК повышение точности оценки технического состояния силовых конструкций ТО и определение их остаточного ресурса играет важную роль.

Работоспособность подавляющего большинства агрегатов РК обеспечивает необходимый уровень механических свойств материала конструкции. Во время эксплуатации многие силовые конструкции испытывают повторяющиеся циклические нагрузки. При этом происходят процессы постепенного накопления повреждений в материале, что приводит к изменению его свойств и снижению работоспособности агрегата в целом.

В связи с тем что методы разрушающего контроля и расчетные методы не всегда дают ожидаемый результат, проведение достоверного анализа изменений, происходящих в материалах конструкции агрегатов, в том числе на микроуровне, может быть достигнуто использованием методов неразрушающего контроля. Анализ методов повышения твердости деталей показывает, что твердость материала напрямую зависит от дефектов внутреннего строения материалов. При диагностировании конструкции в местах отсутствия дефекта и при его наличии можно обнаружить повреждения в элементах конструкции.

Для наиболее точного определения прочности ТО РК предлагается использовать магнитошумовой метод неразрушающего контроля, основанный на теории магнитных шумов. Внедрение такого метода позволит получить наиболее достоверную информацию о состоянии конструкции, а также позволит отказаться от регламентированных по количеству наработки ремонтных работ и перейти к ремонту по фактическому состоянию.

EVALUATION OF THE STRENGTH OF ROPES OF TECHNOLOGICAL EQUIPMENT OF ROCKET COMPLEXES BY THE MAGNETIC NOISE METHOD

D.K. Gusev
D.A. Vasiliev
R.N. Borisenko

gdk80@yandex.ru

VA RVSN named after Peter the Great

The strength of the cables of technological equipment (TO) of missile systems (RK) is largely determined by the ability to withstand the permissible range of loads during operation and requires regular monitoring of the condition of TO using the most effective methods. In conditions of extending the resources of the work of the Republic of Kazakhstan, improving the accuracy of assessing the technical condition of power structures of maintenance and determining their residual life plays an important role.

ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНЫЕ ИССЛЕДОВАНИЯ СПОСОБОВ РЕГИСТРАЦИИ МАЛЫХ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ ПОВЕРХНОСТИ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ КОНСТРУКЦИЙ РК

В.Е. Алехин, С.В. Гайдамакин

Военная академия РВСН имени Петра Великого

Представлены результаты экспериментальных исследований типовых способов воздействия на исследуемый объект контроля. Были исследованы различные способы регистрации сигнала в оптических схемах средств неразрушающего контроля [1].

Для проведения исследований была разработана и изготовлена экспериментальная установка для моделирования воздействия на образцы материалов и фрагменты реальных конструкций, регистрации перемещений внешней поверхности ОК двумя типами приемных устройств (пьезоэлектрический преобразователь и приемное устройство, основанное на применении интерферометра). Задачи исследования решались в лабораторных условиях на специально разработанной экспериментальной установке [2].

После проведения серии измерений перемещений внешней поверхности ОК различными методами регистрации были получены результаты, анализ которых показал, что при использовании ПЭП чувствительность приема сигнала увеличивается, однако на приемной стороне образуются искажения сигнала, появляются шумы на собственной частоте. При использовании приемного устройства, основанного на применении интерферометра, эти недостатки отсутствуют. Методика применения воздействия упругих волн на образец и приема сигналов оптическим устройством (интерферометром) значительно шире раскрывает информацию о местонахождении, глубине залегания и размерах дефектов в анизотропных средах [3].

Литература

- [1] Куксенко В.С., Станциц С.А., Томилин Н.Г. Оценка параметров растущих трещин и областей разгрузки по параметрам акустических сигналов // Докл. АН СССР. 1983. № 7. С. 26–28.
- [2] Ермолов И.Н., Алехин Н.П., Потапов А.И. Неразрушающий контроль. Кн. 2. Акустические методы контроля. М.: Высшая школа, 1991. С. 282.

- [3] Дмитриев А.К., Юсупов Р.М. Идентификация и техническая диагностика. МО СССР, 1987. 521 с.

EXPEIMENTAL STUDIES OF METHODS FOR DETECTING SMALL DISPLACEMENTS OF THE SURFACE OF POWER STRUCTURAL ELEMENTS

V.E. Alekhin, S.V. Gaidamakin

Military Academy of Strategic Missiles Forces

The presents results of experimental studies of typical ways of influencing the studied object of control. Various methods of signal registration in the optical schemes of non-destructive testing devices have been investigated [1].

МЕТОД ОПРЕДЕЛЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК УСТРОЙСТВ ТОРМОЖЕНИЯ ОТВОДИМЫХ КОНСТРУКЦИЙ СТАРТОВОГО ОБОРУДОВАНИЯ

И.С. Плотноков, В.В. Чугунков

kafsm8@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Предложен метод, основанный на закономерностях диссипации энергии движения, для расчета параметров гидробуферов торможения отводимых конструкций стартовых комплексов, позволяющий оптимизировать профиль штока (веретена) гидробуфера, обеспечивающего плавное торможение и безударную остановку конструкции в конечном положении ее движения. Возможности нового подхода продемонстрированы на примере расчета характеристик гидробуфера торможения опорной фермы стартового комплекса ракеты космического назначения «Союз».

На стартовых комплексах (СК) ракет космического назначения (РКН) применяются различные несущие конструкции (НК) в виде пространственных комбинированных сложных конфигураций. Зачастую эксплуатация подобного оборудования подразумевает отвод подвижных его частей из рабочего положения в исходное, например, с целью обеспечения беспрепятственного движения РКН. При этом агрегаты СК могут испытывать в процессе отвода различные виды нагрузок и воздействий, например такие, как весовые и ветровые нагрузки; инерционные нагрузки, вызванные разгоном и торможением отводимых элементов агрегатов СК; переменные по времени газодинамические нагрузки, вызванные действием струй двигательной установки РКН [1, 2].

Для плавного торможения НК, снижения динамических нагрузок на участках отвода, а также безударной остановки в конечном положении используются гидравлические буферы торможения (ГБТ) веретенного типа. В основе принципа работы подобных устройств лежит диссипации энергии движения и, как следствие, создание тормозящего усилия при прохождении профилированного штока через отверстие дросселя в среде рабочей жидкости. Перетекание рабочей жидкости происходит под давлением, которое и создает усилие на поршень, зависящее от его конечной скорости.

С целью обеспечения безопасности пуска РКН, а также повышения долговечности и надежности эксплуатации отводимого элемента НК СК существует потребность в использовании методик определения основных геометрических характеристик веретена ГБТ [3]. В настоящий момент применяемые методы основаны на многократном итеративном подборе параметров профиля веретена с последующим математическим моделированием параметров движения до получения результатов, отвечающих требованиям к эксплуатации отводимого оборудования [4]. Такой подход к проектированию зачастую несет интуитивный характер, отличается дополнительной ресурсоемкостью и не всегда позволяет получить оптимальный результат.

Предлагается методика расчета оптимальных характеристик веретена ГБТ, не использующая перебор параметров, основанная на постоянстве уровня диссипации энергии буфером в процессе отвода. Показано на примере опорной фермы (ОФ), входящей в состав СК РКН «Союз», что полученная геометрия профиля веретена обеспечивает снижение динамических нагрузок, плавное торможение и безударный останов НК в исходном положении. С этой целью была разработана конечно-элементная модель ОФ в программном комплексе ANSYS и проведено математическое моделирование динамики отведения НК ОФ под действием собственного веса и ветровой нагрузки по направлению отвода с учетом новых геометрических параметров ГБТ.

Литература

- [1] Бармин И.В., Зверев В.А., Украинский А.Ю., Чугунков В.В., Языков А.В. Обоснование некоторых основных характеристик стартового оборудования космодромов XXI века // Инженерный журнал: наука и инновации. 2013. № 3 (15). С. 1–9.
- [2] Игрицкий В.А., Чугунков В.В., Языков А.В. Методика прогнозирования температур и температурных напряжений в элементах конструкций стартового оборудования при газодинамическом воздействии струй двигателей стартующей ракеты. // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2010. № 5. С. 53–60.
- [3] Зверев В.А., Украинский А.Ю. Исследование динамики отвода конструкций стартового оборудования ракеты-носителя «Союз» при использовании различных вариантов гидробуферов торможения // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2010. № 5. С. 61–66.
- [4] Фабиан Л.А., Золин А.В., Украинский А.Ю. Методика подбора основных параметров веретена трехпозиционного гидродомкрата-тормоза, входящего в состав устройства направляющего модифицированного для ракет-носителей семейства «Союз-2» // Известия вузов. Сер. Машиностроение. 2015. № 4 (661).

A METHOD OF DETERMINING THE BASIC PARAMETERS OF DASHPOTS OF RETRACTABLE STRUCTURES OF LAUNCH EQUIPMENTS

I.S. Plotnikov, V.V. Chugunkov

kafsm8@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

A method is proposed, based on the laws of movement energy dissipation, for calculating the parameters of hydraulic buffer stops of retractable structures of launch rocket complexes, which allows to obtain optimal metering pin geometry, providing smooth braking and shock-free stop in the final position. The capabilities of the new method are demonstrated by calculating the hydraulic buffer stop for the supporting truss of the launch pad of the Soyuz launch vehicle.

АВТОМАТИЗИРОВАННЫЙ ПОДБОР ПАРАМЕТРОВ РАБОТЫ УСТРОЙСТВ ГАШЕНИЯ МЕХАНИЧЕСКОЙ ЭНЕРГИИ ОТВОДЯЩИХСЯ КОНСТРУКЦИЙ

Д.И. Дурнов, А.В. Языков

kafsm8@bmstu.ru

МГТУ им. Н. Э. Баумана

Работа посвящена разработке алгоритма расчета профиля веретена гидравлического тормозного буфера и реализации данного алгоритма на практике в виде программного обеспечения.

Одной из стандартных задач, возникающих при создании средств предстартовой подготовки ракет космического назначения (РКН), является задача проектирования устройств торможения быстроотводящихся конструкций. В качестве таких средств обычно применяются гидравлические буферы с регулируемой силой сопротивления, в частности, гидробуферы веретенного типа. В таких гидробуферах сила сопротивления зависит от скорости движения штока и площади потока рабочей жидкости между диафрагмой и веретеном, которая регулируется изменением профиля веретена.

Разработанный алгоритм позволяет автоматизированно подбирать профиль веретена гидробуфера. В качестве исходных данных задается масса подвижной конструкции, положение центра масс, координаты осей поворота конструкции и гидробуфера, величина ветровой нагрузки, а также желаемое время отвода конструкции. В процессе расчета выполняется численное решение дифференциального уравнения вращательного движения конструкции с прогнозированием изменения ее потенциальной и кинетической энергии, а также определением необходимой силы торможения на каждом шаге интегрирования. Результаты вычислений могут быть выведены в виде таблиц и графиков.

Для отработки алгоритма была рассмотрена задача отвода кабель-заправочной мачты для РКН типа «Союз-2», для которой получен профиль веретена, обеспечивающий требуемые параметры движения конструкции.

Литература

- [1] Зверев В.А., Украинский А.Ю. Исследование динамики отвода конструкций стартового оборудования ракеты-носителя «Союз» при использовании различных вариантов гидробуферов торможения // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2010.
- [2] Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники: инженерное пособие. Кн. 2 / под общей ред. И.В. Бармина. М., 2006.
- [3] Бирюков Г.П., Манаенков Е.Н., Левин Б.К. Технологическое оборудование отечественных ракетно-космических комплексов: учеб. пособие для вузов / под ред. А.С. Фадеева, А.В. Торпачева. М., 2012. 600 с.
- [4] Турчак Л.И., Плотников П.В. Основы численных методов. М. Физматлит, 2005.
- [5] Калиткин Н.Н. Численные методы: учеб. пособие. 2-е изд., испр. СПб.: БХВ-Петербург, 2011. 592 с.

AUTOMATED SELECTION OF OPERATION PARAMETERS OF MECHANICAL ENERGY DAMPING DEVICES OF DIVERTED STRUCTURES

D.I. Durnov, A.V. Yazykov

kafsm8@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

The work is devoted to the development of an algorithm for calculating the profile of the spindle of the hydraulic brake buffer and the implementation of this algorithm in practice in the form of software.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ХАРАКТЕРИСТИК ТЕЧЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА ВОЗДУХА В ГРУЗОВЫХ ОТСЕКАХ ТРАНСПОРТНЫХ СРЕДСТВ НАЗЕМНЫХ КОМПЛЕКСОВ ПРИ ТРАНСПОРТИРОВАНИИ ОБЪЕКТОВ РАКЕТНОЙ ТЕХНИКИ

Д.С. Комлев, В.В. Чузунков

kafsm8@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлены результаты компьютерного моделирования температурных режимов в грузовом отсеке транспортного средства при транспортировании объектов ракетной техники в условиях функционирования воздушной системы термостатирования.

Создание в Российской Федерации новых средств выведения и пилотируемого космического корабля нового поколения [1] требует проведения опытно-конструкторских работ в области наземного технологического оборудования, обеспечивающего проведение полного цикла технологических операций по доставке и подготовке составных частей ракет космического назначения. Разработка нового ряда образцов наземного технологического оборудования, в том числе транспортных средств, имеющих в своем составе системы поддержания температурно-влажностного режима объектов ракетно-космической техники с требуемыми параметрами, связана с необходимостью проведения моделирования процессов, происходящих в данных системах.

Поддержание требуемых параметров температурно-влажностного режима проводится с целью сохранения эксплуатационных качеств объектов ракетно-космической техники.

Моделирование теплообменных процессов и движения теплоносителя при выполнении операций транспортировки объектов ракетно-космической техники с завода-изготовителя на технический комплекс в условиях сложного теплообмена на поверхностях конструкций [2] позволяет прогнозировать параметры и эффективность вновь создаваемых систем поддержания температурно-влажностного режима.

Рассмотрен вариант системы обеспечения температурного режима в теплоизолированном грузовом отсеке транспортного средства с использованием воздушной системы термостатирования.

Для моделирования распределения температур и скоростей движения воздуха разработана математическая модель, адекватность которой проверена сравнением с результатами численного моделирования [3] и имеющимися экспериментальными данными.

Литература

- [1] Основные положения «Основ государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу» (утв. Президентом РФ от 19.04.2013 № Пр-906).
- [2] Чугунков В.В. Теплопередача при сложном теплообмене на поверхностях конструкций. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001. 28 с.
- [3] Федорова Н.Н., Вальгер С.А., Данилов М.Н., Захарова Ю.В. Основы работы в ANSYS 17. М.: ДМК Пресс, 2017. 210 с.

MODELING THE AIR FLOW AND HEAT TRANSFER CHARACTERISTICS IN THE GROUND-BASED COMPLEX VEHICLE CARGO COMPARTMENTS DURING ROCKET EQUIPMENT TRANSPORTATION

D.S. Komlev, V.V. Chugunkov

kafsm8@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

The results of computer simulation of temperature conditions in the vehicle cargo compartment during rocket equipment transportation at the air temperature control system operating conditions are described.

СТРУКТУРНО-ФУНКЦИОНАЛЬНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СИСТЕМ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ТЕПЛОВЫХ РЕЖИМОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ НА СТАРТОВОМ КОМПЛЕКСЕ

О.П. Матвеева

matveevaop@bmstu.ru

А.Ю. Романяк

И.С. Удовик

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматриваются вопросы разработки концепции передвижного модуля с воздушной системой обеспечения теплового режима (ВСОТР) космического аппарата (КА) с замкнутым контуром циркуляции теплоносителя через внутреннюю полость головного обтекателя (ГО). Воздуховоды и структурные элементы холодильно-нагревательной установки расположены на уровне площадки обслуживания КА при подготовке к пуску ракетно-космической системы (РКС) на стартовом комплексе (СК).

В настоящее время при поддержании тепловых режимов КА к рабочему газу предъявляются высокие требования по температуре и влажности, а также по чистоте (например, ограничено количество пылевых частиц в единице объема газа, микроорганизмов и т. п.) [1–3]. Существующие ВСОТР, используемые на СК при подготовке к пуску РКС, функционируют с разомкнутым контуром ограниченного по скорости рабочего газа. При этом требуются значительные мощности энергопотребления элементами ВСОТР для температурно-влажностной подготовки газового потока, что обуславливает большие массо-габаритные характеристики элементов, а также установки на ГО термочехлов с последующим их снятием перед пуском. Появляется необходимость в размещении функциональных элементов ВСОТР в специальных сооружениях (холодиль-

ного, нагревательного и теплообменного оборудования, блоков вентиляторов, систем их управления). Связь между элементами ВСОТР и КА требует монтажа достаточно протяженных воздухопроводов с соответствующими значительными теплопотерями.

Для устранения приведенных недостатков существующих ВСОТР и учета особенностей поддержания тепловых режимов КА в работе предлагается системный подход к созданию новых ВСОТР, основанный на структурно-функциональном моделировании системы ВСОТР – КА. Выполнено математическое моделирование поддержания тепловых режимов КА при циркуляции газа через ГО с новым предложенным схемно-конструктивным решением. Особенность такого ГО состоит в наличии у него продольно-силового каркаса, состоящего из двух тонких стенок. Между стенками находится полость для циркуляции газа с продольным разделением всего ее объема укрепляющими внутреннюю стенку стрингерами на несколько частей для равномерного распределения газового потока по поверхности полости ГО. Внешняя стенка ГО имеет сотовый наполнитель для упрочнения, жесткости и снижения эквивалентной теплопроводности.

В результате такого моделирования определены стационарное поле распределения температур, потребный расход и потери давления циркулирующего газа, который должен подаваться через ГО из ВСОТР. Так, для летнего режима потребуется подача 9000 м³/ч воздуха через ГО при перепаде температуры на входе и выходе 13 °С.

Структурный анализ элементов ВСОТР и результаты моделирования позволили предложить схемно-конструктивное решение передвижного модуля системы для летнего режима. При этом холодильно-нагревательную установку с теплообменником, фильтрами, вентилятором и арматурой предлагается разместить на съемной платформе грузового лифта. В рабочем положении ВСОТР поднимается с помощью лифта до уровня площадки обслуживания КА. После отключения ВСОТР перед пуском РКС платформа с системой опускается в защищенное помещение для хранения. Выполнен анализ элементной базы, позволяющий сделать вывод о возможности реализации предложенного решения ВСОТР.

Из проведенного структурно-функционального моделирования предложений по развитию ВСОТР следует, что это направление является перспективным и имеет следующие преимущества: исключается непосредственный контакт с КА, следовательно, нет необходимости в подготовке воздуха по влагосодержанию и высокой степени чистоты; скорость циркуляции воздуха может быть существенно выше (в представленном расчетном случае около 10 м/с), что обуславливает возможность поддержания тепловых режимов КА без использования термочехла на СК; сокращаются протяженность воздухопроводов и теплопотери; достигается существенное снижение энергопотребления ВСОТР и расхода материальных ресурсов; снижается в целом стоимость пуска РКС.

Литература

- [1] Technological Ground Infrastructure of the Rocket and Space Technology / The Engineers' Manual, Book 3; I.V. Barmin (ed.). Moscow, 2012. 251 p.
- [2] Пат. 2290353 RU. Способ термостатирования приборного отсека разгонного блока космической головной части ракеты-носителя и бортовая система для его реализации / В.А. Болотин. Оpubл. 27.12.2006 // Б.И. 2006. № 36.
- [3] Пат. 2335438 RU. Способ термостатирования головной части воздухом высокого давления и система для его осуществления / И.В. Бармин, С.М. Михальченко, В.П. Сборец и др. Оpubл. 10.10.2008 // Б.И. 2008. № 28.

STRUCTURAL AND FUNCTIONAL MODELING OF SPACECRAFT THERMAL MODE CONTROL SYSTEMS AT LAUNCH COMPLEX

O.P. Matveeva
A.Yu. Romanyak
I.S. Udovik

matveevaop@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

This paper discusses the issues of developing the concept of a mobile module with an Air Thermal Mode Control System (ATMCS) of a Spacecraft (SC) with closed loop circulation of a heat-transfer agent through the internal cavity of the Payload Fairing (PLF). Air ducts and structural elements of the cooling/heating unit are located at the level of the SC service area while preparing the Space Rocket System (SRS) for the launch at the Launch Complex.

СПОСОБ ПОВЫШЕНИЯ ГОТОВНОСТИ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНО СОЕДИНЕННЫХ ОБЪЕКТОВ

П.В. Куликов¹
В.В. Буренин²
А.Н. Сова²

boltui1@yandex.ru

¹АО «Корпорация «СПУ-ЦКБ ТМ»

²Московский автомобильно-дорожный государственный технический университет (МАДИ)

В статье описан способ повышения готовности ряда последовательно соединенных и взаимодополняющих объектов применительно к системе электроснабжения такого агрегата.

Последовательно соединенные мобильные объекты являются основой передвижения по заданному маршруту ряда технических систем: машин управления, агрегатов связи, вагонов и т. п., при этом особенностью такого агрегата является управление всеми объектами из первого, в том числе и передача электрической энергии от первого каждому.

При возникновении определенных условий может отключиться основной источник электроэнергии и питание по кабельной линии перестанет поступать на объекты агрегата. В каждом мобильном объекте имеются маломощные блоки питания, однако при выработке ресурса указанных источников функционирование объекта становится невозможным.

Одним из способов повышения боеготовности такого агрегата можно считать введение в первом объекте системы аварийного питания (подобно источнику гарантированного питания).

Техническая реализация данного способа связана с применением аккумуляторной батареи, инвертора батареи, блока разделительных диодов и специальной обмотки, напряжение которой должно быть согласовано с напряжениями основного канала, выпрямителем и потребителями собственных нужд объектов. В нормальном режиме все объекты подключены к основному каналу питания, от которого имеется отвод на выпрямитель, питающий реле отключения батареи, основной инвертор и многообмоточный трансформатор, обмотки которого подключены к устройствам агрегатов напрямую или через выпрямитель.

В аварийном режиме напряжение основного источника пропадает, блок разделительных диодов обесточивается, и батарея начинает разряжаться.

Напряжение аккумуляторной батареи поступает на трехфазный инвертор батареи, от которого получает напряжение дополнительно введенная обмотка многообмоточного трансформатора.

Роль указанной обмотки — замена первичной обмотки, которая функционирует в основном режиме. Напряжение данной обмотки согласовано с добавочным выпрямителем, после выпрямления поступает на шины, к которым подключены все объекты. Готовность каждого объекта восстанавливается на время разряда батареи питающего (основного объекта), при этом инвертор основного канала отключен от сети двумя выключателями.

Появление напряжения от питающего (основного) объекта предопределяет отключение внутренних источников в каждом объекте.

THE METHOD TO INCREASE THE READINESS OF SEQUENTIALLY UNITED OBJECTS

P.V. Kulikov¹

boltui1@yandex.ru

V.V. Burenin²

A.N. Sova²

¹SPU

² Moscow state automobile and road technical University (MADI),
JSC "Strategic Command Posts Corporation"

The article describes a method to increase the readiness of a number of sequentially united mobile objects regarding the power supply system of such aggregate.

ГАЗИФИКАЦИЯ КРИОГЕННЫХ ЖИДКОСТЕЙ С ОДНОВРЕМЕННЫМ ЗАХОЛАЖИВАНИЕМ ИСХОДНОГО ПРОДУКТА

Н.А. Кузина¹

natalya.kuzina.95@list.ru

Е.А. Кандакова¹

katy.kan@mail.ru

В.Г. Тонконоз¹

tonkonogv@yandex.ru

В.И. Ваньков^{1,2}

vlad.vankov.96@mail.ru

¹ КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева

² ООО «НПП Авиагаз-Союз+»

Рассмотрены методы газификации криогенных жидкостей. Предложен метод газификации, основанный на использовании внутренней энергии. В предлагаемом методе последовательно реализуются процессы адиабатного расширения жидкости с образованием двухфазного потока, разделения потока на жидкую и паровую фазы, подачи газообразного продукта потребителю и возврата охлажденной жидкости в емкость-хранилище. Выполнено численное исследование характеристик процесса газификации для водорода и метана.

В аэрокосмической технике и других областях энергомашиностроения сжиженный природный газ (СПГ) и жидкий водород (ЖВ) являются самыми перспективными топливами.

В сжиженном состоянии криогенное топливо используется, как правило, только в жидкостных ракетных двигателях. Для подавляющего числа транспортных и стационарных энергоустановок необходим перевод жидкого топлива в газообразное состояние. Основным недостатком криогенных топливных комплексов являются его неизбежные потери, которые обусловлены дренажом продукта из емкостей-хранилищ для компенсации теплопритока извне. Актуальной является задача разработки газификаторов, позволяющих в процессе получения паровой фазы осуществлять охлаждение криогенного продукта в емкости-хранилище и таким образом повышать хладоресурс топливной системы [1, 2].

В газификационных установках испарение жидкости можно осуществлять различными способами: путем внешнего повода энергии к рабочему телу в виде работы или тепла; путем использования внутренней энергии жидкости; комбинированным способом, который совмещает в себе первые два способа [2–4].

Внешний подвод тепла к газификационным установкам наиболее распространенный способ. Очень часто при внешнем подводе тепла используются атмосферные теплообменники и теплообменники, использующие низкопотенциальные источники энергии, например, тепловую энергию воды рек, океанов. Такие газификаторы характеризуются высокими технико-экономическими показателями. Основными недостатками их является инерционность, а в случае атмосферных теплообменников значительные габариты конструкций.

Использование внутренней энергии жидкости для получения пара в значительной степени улучшают динамические характеристики газификационных установок. Паровая фаза в таких газификаторах получается за счет внутренней энергии жидкости, например в процессе ее адиабатного расширения из состояний, лежащих выше левой пограничной кривой, в двухфазную область состояний. В процессе адиабатного расширения жидкости вследствие падения давления в потоке происходит зарождение и развитие паровой фазы с последующим формированием двухфазного парожидкостного потока, фазы которого имеют более низкую температуру по сравнению с начальной температурой жидкости.

Технологическая схема регазификатора, в которой для получения паровой фазы используется внутренняя энергия жидкости, включает в себя такие процессы, как: хранение криогенных компонентов топлива; газификацию, управляемую подачу паровой фазы потребителю и возврат жидкой фазы в емкость-хранилище. Подача топлива в энергоустановку осуществляется следующим образом: жидкость из теплоизолированной емкости с криогенным топливом с помощью насоса поступает в теплообменник-подогреватель, в котором СПГ нагревается до температуры, не превышающей температуру насыщения, соответствующую давлению на выходе из теплообменника. Далее жидкость из теплообменника поступает в дроссельное устройство. В дроссельном устройстве происходит адиабатное расширение жидкости. Вследствие падения давления в дроссельном устройстве до значений, равных или меньших давления насыщения, в потоке создаются условия для зарождения и развития паровой фазы. В результате перечисленных процессов капельный поток жидкости превращается в общем случае в дисперсный парожидкостный поток. Так как образование паровой фазы в дроссельном устройстве происходит за счет убыли внутренней энергии жидкости, то жидкая фаза в двухфазном потоке будет иметь температуру ниже начальной температуры жидкости. В качестве дроссельного устройства можно использовать любой канал, в тракте которого движение рабочего тела происходит с отрицательным градиентом давления, например, сопло Лавы. Далее двухфазный поток направляется в сепаратор, где происходит его разделение на жидкую и паровую фазы.

После разделения двухфазного потока в сепараторе на составляющие его фазы паровая фаза, в свою очередь, направляется потребителю, а жидкая фаза с температурой ниже начальной возвращается в емкость с помощью насоса. Отсюда следует, что помимо рега-

зификации топлива происходит и его охлаждение, что позволяет в значительной степени уменьшить или полностью исключить дренаж паров криогенного топлива из емкости.

Выполнены численные расчеты характеристик процесса регазификации, включающие расход ЖВ и СПГ через дроссельное устройство, паросодержание двухфазного потока на выходе из дроссельного устройства, качество сепарации в зависимости от размера дисперсной фазы. Полученные результаты могут быть использованы при расчетах и проектировании газификаторов, принцип действия которых основан на использовании внутренней энергии жидкости.

Литература

- [1] Лазарев Л.Я. Сжиженный природный газ — топливо энергоноситель. М.: НПКФ «ЭКИП», 2006.
- [2] Тонконог В.Г., Арсланова С.Н. Система подачи криогенного топлива в энергетическую установку. Патент № 2347934 РФ. Оpubл. 27.02.2009. Бюл. 8.
- [3] Кудрявцев А.А. Способ газификации сжиженного природного газа в бортовых криогенных системах авто-транспортных средств. Патент № 2293248 РФ. Оpubл. 10.02.2007.
- [4] Тонконог В.Г., Тукмакова Н.А., Тукмаков А.Л. Способ регазификации жидкости и установка для регазификации жидкости. Патент № 2691863 РФ. Оpubл. 18.06.2019. Бюл. 17.

GASIFICATION OF CRYOGENIC LIQUIDS WITH SIMULTANEOUS COOLING OF THE SOURCE PRODUCT

N.A. Kuzina^{1,2}

natalya.kuzina.95@list.ru

E.A. Kandakova¹

katy.kan@mail.ru

V.G. Tonkonog¹

tonkonogv@yandex.ru

V.I. Vankov^{1,2}

vlad.vankov.96@mail.ru

¹ Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev

² Scientific and Production Enterprise Aviagaz-Soyuz + Limited Liability Company

The methods of gasification of cryogenic liquids are considered. A method of gasification based on the use of internal energy is proposed. In the proposed method, the processes of adiabatic expansion of the liquid are successively implemented with the formation of a two-phase flow, separation of the flow into liquid and vapor phases, supply of a gaseous product to the consumer and return of the cooled liquid to the storage tank. A numerical study of the characteristics of the gasification process for hydrogen and methane was performed.

ПУТИ СОВЕРШЕНСТВОВАНИЯ ЭЛЕКТРОМАШИНЫХ АГРЕГАТОВ СИСТЕМ АВТОНОМНОГО ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ОБЪЕКТОВ НАЗЕМНЫХ КОМПЛЕКСОВ

Е.А. Савин¹

egorsavin007@gmail.com

А.Н. Сова²

А.В. Катаржин²

¹ АО «Корпорация «СПУ-ЦКБ ТМ»

² Московский автомобильно-дорожный государственный технический университет (МАДИ)

Рассматривается совершенствование электромашинных агрегатов путем модернизации трехмашинного агрегата (ТМА) двигателем постоянного тока

(ДПТ) и синхронным генератором (СГ), основанных на новых физических принципах.

В последние годы повысились требования связанной аппаратуры к источникам питания по форме кривой напряжения и по не симметрии трехфазной системы, что послужило поводом развития трехмашинных агрегатов (ТМА), используемых в системах автономного электроснабжения (САЭ) наземных комплексов, снабженных связанной аппаратурой. Достоинствами ТМА являются: функционирования по типу систем бесперебойного питания, которое обеспечивается за счет наличия двигателя постоянного тока (ДПТ), трехфазного асинхронного двигателя (ТАД) и синхронного генератора (СГ) на общем валу; синусоидальная форма кривой выходного напряжения СГ (коэффициент искажения синусоидальности меньше 3 %) и малая несимметрия (коэффициент несимметрии трехфазной системы напряжений менее 1 %).

Одним из путей совершенствования ТМА является структурный, сущность которого сводится: к замене всех электрических машин образцами более современных и экономических двигателей постоянного тока, трехфазных асинхронных двигателей и синхронных генераторов; выбору электрических машин, основанных на новых физических принципах, например, вместо стандартного ДПТ можно применять бесконтактный двигатель постоянного тока (БДПТ), а вместо СГ с электромагнитным возбуждением выбрать СГ с возбуждением от постоянных магнитов.

Следующим путем модернизации ТМА является схемный подход, при котором выбирается: схема включения двух обычных ДПТ, один из которых подключен к батарее, а второй к сети с выпрямителем; схема включения двух обычных ТАД, один из которых подключен к сети, а второй — к батарее с инвертором; схема включения двух БДПТ, один из которых подключен к батарее, а второй — к сети.

Реализация предложенных путей совершенствования позволит улучшить энергетические массогабаритные, динамические и эксплуатационные характеристики электромашинных агрегатов САЭ наземных комплексов.

WAYS TO IMPROVE ELECTROMECHANICAL UNITS OF SYSTEMS OF AUTONOMOUS ELECTRIC SUPPLY OF OBJECTS OF GROUND COMPLEXES

E.A. Savin¹

egorsavin007@gmail.com

A.N. Sova²

A.V. Katarzhin²

¹ JSC "Strategic Command Posts Corporation"

² Moscow state automobile and road technical University (MADI)

The article considers the improvement of electric machine units by upgrading a three-machine unit (TMU) with a DC motor (DCM) and a synchronous generator (SG) based on new physical principles.

СПОСОБ УЛУЧШЕНИЯ ХАРАКТЕРИСТИК ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЕЙ СИСТЕМ ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ НАЗЕМНЫХ ОБЪЕКТОВ

Г.О. Прохоренко¹

Violet_16@mail.ru

А.Н. Гусев¹

А.Н. Сова²

¹ АО «Корпорация «СПУ-ЦКБ ТМ»

² Московский автомобильно-дорожный государственный технический университет (МАДИ)

Показана методика повышения КПД и улучшения качества выходного напряжения путем применения в фазах инвертора трансформаторов с контурами, отбирающими гармоники.

В настоящее время в системах электроснабжения наземных объектов получили распространение различные источники постоянного тока, начиная с вентильных генераторов и заканчивая литиевыми батареями. При этом доказано, что в системах постоянного тока наиболее рационально иметь систему измерений повышенного уровня. В тех случаях, когда на объекте применяется связанная аппаратура разного назначения, используются устройства сопряжения источника постоянного тока с потребителем переменного тока, причем класс указанных устройств весьма широк: инверторы, составленные из трех автогенераторов Ростера, мостовые инверторы с фильтрами, инверторы с реализацией фазокомпенсационного способа улучшения формы кривой выходного напряжения и комбинированные инверторы, реализовавшие правило Р. Хофта. Перечисленные устройства сопряжения отличаются сравнительно высокой надежностью, однако КПД их невелик, хотя качество выходного напряжения соответствует трехфазному уровню.

Для улучшения энергетических характеристик преобразователей, в схемах которых происходит нейтрализация нежелательных гармоник, предложен один из приемов спектрального анализа, при котором основная гармоника остается, а мощности всех нечетных гармоник, начиная с третьей, возвращаются в цепь питания инвертора. Данный способ можно назвать способом полной рекуперации электрической энергии высших гармоник, что позволит повысить КПД устройства сопряжения.

Реализация предложенного способа проста, поскольку экспериментальная база отечественного производства в областях преобразовательной техники достигла желаемого уровня, то применение в фазах инвертора трансформаторов с контурами, отбирающими гармоники, осуществляется без труда, а поэтому включение части дросселей высоких гармоник по трансформаторной схеме позволяет напряжению каждой гармоники выделить и каждый из выпрямителей соединить с шиной источника питания. Процесс преобразования электрической энергии в устройстве будет иметь концевой характер: шины аккумуляторной батареи, трехфазный инвертор, трехфазный трансформатор с резонансными контурами всех гармоник, начиная с третьей и заканчивая тридцать седьмой, выпрямитель для каждой гармоники, шины аккумуляторной батареи. Эффект: форма выходного напряжения — синусоидальная, КПД — максимален.

METHOD FOR IMPROVING CHARACTERISTICS OF LAND OBJECT CONVERTERS

G.O. Prokhorenko¹

Violet_16@mail.ru

A.N. Gusev¹

A.N. Sova²

¹ JSC "Strategic Command Posts Corporation"

² Moscow state automobile and road technical University (MADI)

The technique of increasing the efficiency of improving the quality of the output voltage by using the phase inverter of transformers with harmonics sampling circuits is shown.

МЕТОДИКА УТОЧНЕНИЯ ПАРАМЕТРОВ СХЕМ ЗАМЕЩЕНИЯ ЕМКОСТНОГО НАКОПИТЕЛЯ ЭНЕРГИИ, ИСПОЛЪЗУЕМОГО В САЭ НАЗЕМНЫХ КОМПЛЕКСОВ

Я.И. Анисов¹

o_tihomirova@corpspu.ru

А.Н. Сова²

М.И. Степанов²

¹ АО «Корпорация СПУ-ЦКБ ТМ»

² Московский автомобильно-дорожный государственный технический университет (МАДИ)

В данной работе представлена методика уточнения параметров накопителей электроэнергии и разрядно-разрядных устройств.

При исследовании заданных устройств часто используется метод замещения, в котором химический источник тока представляется в виде принципиальной электрической схемы, где емкостной накопитель энергии (ЕНЭ) подключен к источнику постоянного тока (ИПТ). Основными параметрами схемы замещения считаются ЭДС, напряжение на конденсаторе, сопротивление зарядного контура и зарядный ток. Иногда к цепи указанного контура параллельно подключают сопротивление нагрузки. Результаты проводимых исследований обрабатываются и по ним принимается решение о выборе параметров схемы. На наш взгляд, полученные данные представляются некорректными, поскольку не учтен целый ряд влияющих на ЕНЭ факторов.

Среди наиболее значимых факторов можно выделить вид заряда: полный, неполный или частичный, поскольку оба вида заряда зависят как от параметров контура, так и от отдаваемой мощности и потери мощности. Особенно важными величинами здесь считаются КПД, который при полном разряде ограничен, и величина емкости конденсатора, достигающая в одном из видов разреза величин на порядок большей, чем в первом виде. Вторым фактором, от которого зависят параметры схемы, является стабильность величины ЭДС источника, поскольку пульсации ЭДС и пульсации тока заряда существенным образом влияют на результаты исследований, однако самое важное состоит в том, что коэффициент пульсации ЭДС и коэффициент пульсации тока разряда связаны нелинейной зависимостью. Третьим фактором является вид нагрузки: стационарный малоизменяющийся или импульсный, например, в виде прямоугольного импульса, параметры которого особенно влияют на разрядный ток и временные параметры контура, а также на соотношения отдаваемой мощности к мощности импульса, среднего тока за-

ряда к току нагрузки, мощность рассеяния и максимальной КПД. Не останавливаясь на оставшихся трех дестабилизирующих процесс заряда-разряда факторов, отметим, что расхождения в результатах обычных исследований и исследований с учетом указанных факторов доходят до 30 %, что искажает истинную картину процесса.

METHOD OF UPDATING PARAMETERS OF REPLACEMENT SCHEMES OF THE CAPACITIVE STORAGE OF ENERGY USED IN THE APS OF GROUND COMPLEXES

Ya.I. Anisov¹

o_tihomirova@corpspu.ru

A.N. Sova²

M.I. Stepanov²

¹ JSC "Strategis Command Posts Corporation"

² Moscow state automobile and road technical University (MADI)

This paper presents a method of refining the parameters of energy storage devices source and battery conditioners.

СПОСОБ ФОРМИРОВАНИЯ СТРУКТУРЫ ОБОБЩЕННОГО ПРЕОБРАЗОВАТЕЛЯ СИСТЕМ АВТОНОМНОГО ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

Д.И. Маргин¹

margin.d@mail.ru

А.В. Катаржин²

¹ АО «Корпорация «СПУ-ЦКБ ТМ»

² Московский автомобильно-дорожный государственный технический университет (МАДИ)

Изложена методика уменьшения числа преобразователей в системе автономного электро-снабжения путем замены инверторов и выпрямителей системами обобщенных преобразователей, которые сочетают в себе функции преобразования и инвертирования напряжения.

Современные системы автономного электроснабжения (САЭ) подвижных объектов характеризуются значительным числом преобразователей электрической энергии, среди которых выделяются трехфазные выпрямители и инверторы. Анализ структурных схем указанных устройств показал, что основные элементы таких схем подобны, а именно: оба устройства имеют высокое качество выходного напряжения, в выпрямителе оно достигается использованием сглаживающего фильтра, а в инверторе — резонансного фильтра; перед схемой выпрямителя установлен понижающий трансформатор, а после схемы инвертирования применен выходной трансформатор; коммутаторы тока в выпрямителе (вентили) и коммутаторы тока в инверторе могут быть реализованы на одной и той же элементной базе, хотя схемы управления коммутаторами в указанных устройствах могут быть разными.

Если считать, что устройства имеют одинаковую мощность и стандартные значения параметров, то появляется возможность уменьшения числа преобразователей в

САЭ за счет появления структур обобщенных преобразователей — устройств, попеременно выполняющих функции выпрямления и инвертирования тока. Естественно, что гипотеза о создании таких структур преобразователей станет научной после соответствующего доказательства.

Основой обоснования структур нового класса устройств в преобразовательной технике является теорема теории подобия и некоторые из аспектов системного анализа, причем исходную информацию о смене режимов несет род тока на входе обобщенного преобразователя. Реализация устройств пуска простая, если ввести дополнительные блоки контроля напряжения на входе — блок контроля постоянного тока (одно быстродействующее реле с замыкающими контактами, число которых пропорционально числу препараций цепи сглаживающего фильтра) и блок контроля переменного тока (одно быстродействующее реле с замыкающими контактами, число которых равно числу замыкателей цепей резонансного фильтра). Практическая проверка первого приема реализации высказанной гипотезы подтвердила правильность изложенных рассуждений.

A METHOD OF FORMING THE STRUCTURE OF A GENERALIZED CONVERTER OF MOBILE OBJECTS'S AUTONOMOUS POWER SUPPLY SYSTEMS

D.I. Margin¹
A.V. Katarzhin²

margin.d@mail.ru

¹ JSC "Strategic Command Posts Corporation"

² Moscow state automobile and road technical University (MADI)

The topic is about the method of reducing the number of mobile objects' autonomous power supply systems' converters by using structures of generalized converters.

ОСОБЕННОСТИ ПОСТРОЕНИЯ ИНВЕРТОРОВ СИСТЕМ АВТОНОМНОГО ЭЛЕКТРОСНАБЖЕНИЯ ПОДВИЖНЫХ ОБЪЕКТОВ

К.А. Шихов¹
В.В. Буренин²
А.В. Каторжин²

1293kirilll@gmail.com

¹ АО «Корпорация «СПУ-ЦКБ ТМ»

² Московский автомобильно-дорожный государственный технический университет (МАДИ)

Рассмотрены особенности построения инверторов систем автономного электроснабжения подвижных объектов. Предложена конструкция, в которой совмещены функции фильтрации и синусоидальности, что позволяет повысить КПД инвертора, уменьшить его массу, габариты, стоимость и улучшить качество электрической энергии.

Настоящий период характеризуется всемирным внедрением в аппаратуру подвижных объектов элементной базы, предъявляющей высокие требования к уровню электромагнитной совместимости, что накладывает на структуру инверторов систем

автономного электроснабжения дополнительные ограничения по стабильности и синусоидальности выходного напряжения. Данное обстоятельство свидетельствует о том, что на практике недостаточно того, что она имеет, тем самым подчеркивается, что время многоэлементных структур инверторов, разработанных и описанных профессорами: Хасаевым О.И., Чернышевым А.И., Моиным В.С., Константиновым В.Г. и др. прошло и настал период применения совмещенных структура инверторов, в которых две и более функций преобразователя электрической энергии две и более функции при реализации их совмещены.

В качестве примера можно рассмотреть схемы инверторов профессора Губанова В.В., в которых функции фильтрации гармоник выходного напряжения инвертора и стабилизации амплитуды указанного напряжения совмещены и реализованы на одних и тех же элементах: дросселях с обычным сердечником и дросселях с сердечником, имеющим воздушный зазор, при этом используется до девяти сердечников и пятнадцать катушек, что влияет на КПД, массу и габариты инвертора и вносит определенный вклад в симметрию выходного напряжения, потому что выполнить большее число сердечников и катушек однотипными затруднительно.

Уменьшение указанных выше недостатков возможно при замене обычных сердечников и сердечников с воздушным зазором общими внешним и соосным ему внутренним сердечниками, при этом оба сердечника являются территориальными и выполнены с пазами, причем внешний сердечник снабжен пазами на внутренней поверхности, а внутренний сердечник — пазами на внешней поверхности. Указанные сердечники имеют воздушный зазор, соответствующий тугой посадке. Оценка выигрыша в замене сердечников может быть представлена по теории подобия, а в замене катушек по коэффициенту несимметрии по обратной последовательности.

Поскольку предложенная конструкция, в которой совмещены функции фильтрации и синусоидальности, близка к конструкции синхронного генератора, то ее применение в инверторах позволит повысить КПД инвертора, уменьшить массу, габариты и стоимость и улучшить качество электрической энергии за счет сведения выходных катушек к трехфазной обмотке с заданным или требуемым обмоточным коэффициентом, подобно обмоткам электрических машин переменного тока.

FEATURES OF CONSTRUCTION OF INVERTER SYSTEMS AUTONOMOUS POWER SUPPLY OF MOBILE OBJECTS

K.A. Shikhov¹

1293kirill@gmail.com

V.V. Burenin²

A.V. Katorzhin²

¹ JSC "Strategic Command Posts Corporation"

² Moscow state automobile and road technical University (MADI)

Features of construction of inverters of systems of Autonomous power supply of mobile objects are considered. The design in which functions of filtration and sinusoidal are combined is offered that allows to increase efficiency of the inverter, to reduce its weight, dimensions, cost and to improve quality of electric energy.

ПЕРСПЕКТИВНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ ПОВЫШЕНИЯ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЖИДКОГО АЗОТА ДЛЯ ОХЛАЖДЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ РАКЕТНОГО ТОПЛИВА

В.В. Чугунков, К.И. Денисова, А.В. Золин, С.К. Павлов

kafsm8@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проанализированы направления повышения эффективности охлаждения компонентов ракетного топлива на основе теоретических и экспериментальных исследований взаимодействия жидкого азота с теплоносителями в условиях контактного теплообмена. Предложены математические модели и схемно-конструктивные решения систем охлаждения ракетного топлива с улучшенными характеристиками использования охлаждающей способности криогенного охладителя. Обосновано уменьшение затрат жидкого азота на выполнение операций температурной подготовки топлива на стартовых комплексах ракетно-космической техники по сравнению с существующим оборудованием.

На стартовых комплексах перед заправкой углеводородного ракетного топлива в топливные баки ракет требуется проводить его охлаждение до температур $-30\ldots-40$ °С с целью повышения плотности и обеспечения надежной и эффективной работы ракетных двигателей. На испытательных стендах жидкостных ракетных двигателей для контроля надежности их запуска при предельно низких температурах требуется охладить компоненты ракетного топлива до -60 °С. Операции охлаждения осуществляются за счет теплообмена с жидким азотом. Системы охлаждения с использованием жидкого азота достаточно широко применяются в ракетно-космической технике. К преимуществам охлаждения топлива жидким азотом относятся высокие скорости и эффективность охлаждения топлива за счет большого температурного напора, обеспечиваемого криогенным источником холода, доступность жидкого азота, что обусловлено его производством в больших объемах тем на кислородно-азотных заводах космодромов.

Процессы охлаждения ракетного топлива жидким азотом осуществляются как с помощью теплообменных аппаратов, так и посредством прямой подачи азота через барботер в емкость с топливом. Следует отметить, что процессы охлаждения топлива с применением теплообменников и жидкого азота без промежуточного теплоносителя характеризуются повышенными затратами жидкого азота по сравнению с охлаждением, обусловленным контактом жидкого азота с топливом или промежуточным теплоносителем. Данное обстоятельство обусловлено значительными потерями от недорекуперации выходящего из теплообменника потока азота, величина которой может превышать 100 К. Вместе с тем при использовании для охлаждения теплообменников отсутствует непосредственный контакт КРТ с жидким азотом в процессе охлаждения, что позволяет обеспечить неизменность состава и кондиционность ракетного топлива по его газосодержанию.

Предложен показатель эффективности охлаждения топлива для оценки различных вариантов организации процесса, значение которого определяется диапазоном $0\ldots 1$. С целью уменьшения массы жидкого азота, затрачиваемой на процесс охлаждения КРТ с использованием теплообменников, рассмотрены варианты построения систем охлаждения КРТ, обладающие повышенными показателями по эффективности использования холода жидкого азота.

Литература

- [1] Александров А.А., Гончаров Р.А., Игрицкий В.А., Чугунков В.В. Методика выбора рациональных режимов охлаждения углеводородного горючего стартовым оборудованием перед заправкой топливных баков ракеты-носителя // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2011. № 1. С. 40–46.

- [2] Александров А.А., Денисов О.Е., Золин А.В., Чугунков В.В. Охлаждение ракетного топлива стартовым оборудованием с применением жидкого азота // Известия вузов. Сер. Машиностроение. 2013. № 4. С. 24–29.
- [3] Александров А.А., Бармин И.В., Кунис И.Д., Чугунков В.В. Особенности создания и развития криогенных систем ракетно-космических стартовых комплексов "Союз". Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2016. № 2. С. 7–27.
- [4] Павлов С.К., Чугунков В.В. Математическая модель процесса температурной подготовки компонентов жидкого ракетного топлива с использованием теплообменника и теплоносителя, охлаждаемого жидким азотом // Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана. 2014. № 12. С. 136–150.
- [5] Павлов С.К., Чугунков В.В. Повышение эффективности системы охлаждения ракетного топлива с использованием теплообменника и антифриза, охлаждаемого жидким азотом // Инженерный журнал: наука и инновации. 2016. № 1 (49). С. 2.
- [6] Александров А.А., Бармин И.В., Денисова К.И., Чугунков В.В. Инновационная модель применения жидкого азота для охлаждения ракетного топлива в емкостях заправочных систем наземных комплексов // Вестник Московского государственного технического университета им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2017. № 3 (114). С. 4–17.
- [7] Chugunkov V.V., Denisova K.I., and Pavlov S.K. Effective models of using liquid nitrogen for cooling liquid media. AIP Conference Proceedings 2171, 200002 (2019); <https://doi.org/10.1063/1.5133360>

PERSPECTIVE DIRECTIONS OF INCREASE OF EFFICIENCY OF USE OF LIQUID NITROGEN FOR COOLING OF COMPONENTS OF ROCKET FUEL

V.V. Chugunkov, K.I. Denisova, A.V. Zolin, S.K. Pavlov

kafsm8@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

The directions of increase of efficiency of cooling of components of rocket fuel on the basis of theoretical and experimental researches of interaction of liquid nitrogen with heat carriers in the conditions of contact heat exchange are analyzed. Mathematical models and circuit design solutions of rocket fuel cooling systems with improved characteristics of the cryogenic cooler cooling capacity are proposed. The reduction of liquid nitrogen costs for fuel temperature preparation operations at launch complexes of rocket and space technology in comparison with existing equipment is justified.

СНИЖЕНИЕ ВОЗДЕЙСТВИЯ НА СТЕНКИ СТЕНДА УТИЛИЗАЦИИ ПРИ СЖИГАНИИ ЭНЕРГОНАСЫЩЕННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Ю.Л. Краснобаев¹

ura776@yandex.ru

В.Ю. Мелешко²

А.Н. Сова¹

С.А. Ерусланкин¹

¹ Московский автомобильно-дорожный государственный технический университет (МАДИ)

² Федеральный исследовательский центр химической физики имени Н.Н. Семенова РАН

Рассмотрена возможность уменьшения износа конструкционных материалов, применяемых на стендах сжигания энергонасыщенных материалов, путем применения уносимого покрытия. Предложены различные варианты применения уносимых покрытий.

Утилизация энергонасыщенных материалов (ЭМ), к которым относятся различные виды твердых топлив, осуществляется методом сжигания. Для уменьшения выбросов опасных веществ в атмосферный воздух используются «закрытые» стенды. При этом образующийся при сжигании ЭМ двухфазный поток оказывает значительное физико-химическое и газодинамическое воздействия на стенки конструкции стенда.

В результате происходит унос конструкционного материала. Массовая доля уносимого вещества достигает 35 % от общей массы образующегося при сжигании ЭМ твердого отхода [1].

Наличие в составе отхода примесей повышает его класс опасности и усложняет проведение мероприятий по ресурсосбережению. Затраты на очистку твердого остатка от данных примесей могут быть выше, чем затраты на мероприятия по минимизации износа стенок конструкций.

Уменьшить воздействие на конструкционные материалы возможно за счет применения уносимых материалов в виде низкоэнталийных покрытий.

Применение данных покрытий может также понизить акустическое воздействие, которое усиливает тепловые и механические воздействия на стенки конструкции.

В качестве низкоэнталийных уносимых покрытий можно использовать материалы на основе хлорсульфированного полиэтилена (ХСПЭ) с технологическими добавками.

В некоторых случаях возможно применение керамических материалов, которые могут быть изготовлены из вторичных ресурсов, получаемых при сжигании ЭМ.

Керамические защитные покрытия состоят в основном из Al_2O_3 . Данный компонент является вторичным ресурсом технологий сжигания ЭМ.

Возможно комплексное использование покрытий. Верхний слой состоит из уносимых материалов, нижний слой — из керамических материалов. Это позволяет предотвратить попадание в газовый поток материала стенок конструкции (Fe, Mn, Zn и т. д.).

Уносимые покрытия наносятся относительно простыми способами, например, напылением (пульверизацией), окраской [2].

Образующиеся при разложении ХСПЭ соединения хлора нейтрализуются совместно с хлористым водородом, выделяющимся при сжигании ЭМ. Содержание серы незначительное и образующиеся при нейтрализации сульфаты могут быть отделены от хлоридов при их растворении в воде.

Для улучшения прочностных и адгезионных характеристик существует возможность добавления в ХСПЭ добавок оксидов металлов [3].

Применение в качестве наполнителя Al_2O_3 целесообразно для достижения однородности получаемого на выходе вторичного ресурса, тем самым замыкнув цикл его повторного применения. К тому же при совместном введении сшивающего вещества и Al_2O_3 прочность системы повышается в несколько раз.

Условия использования уносимых покрытий определяются для различных вариантов нанесения материалов на стенки конструкций. При сжигании ЭМ в течение 10 с для наиболее напряженного теплового участка линейная скорость уноса покрытия достигает 4 мм/с. Существует возможность уменьшения массы уносимого покрытия за счет повышения содержания в нем Al_2O_3 .

Также возможно применение бислоя. Первый слой уносится за счет физико-химических взаимодействий газового потока и материала на основе ХСПЭ. Второй слой разрушается по механизму плавления керамического теплозащитного покрытия. При этом унос второго слоя происходит частично.

Применение уносимых покрытий с наполнителем на основе вторичных ресурсов позволяет уменьшить износ конструкционных материалов стенда сжигания, а также снизить затраты на экологические мероприятия.

Литература

- [1] Мелешко В.Ю., Краснобаев Ю.Л., Кочелаевская В.С., Червякова А.М. Подход к определению опасности отходов, образующихся при сжигании энергонасыщенных материалов // Химическая безопасность. 2018. Т. 2, № 2. С. 272–285.
- [2] Бирюков Г.П., Бут А.Б., Хотулев В.А., Фадеев А.С. Газодинамика стартовых комплексов. М.: Рестарт, 2012. 364 с.
- [3] Калинина Н.К., Костромина Н.В., Осипчик В.С. Регулирование свойств материалов на основе хлорсульфированного полиэтилена. Успехи в химии и хим. технол. 2005. Т. 19, № 6. С. 113–118.

REDUCING THE IMPACT ON THE WALLS OF THE RECYCLING STAND WHEN BURNING ENERGY-SATURATED MATERIALS

Y.L. Krasnobaev¹

ura776@yandex.ru

V.Yu. Meleshko²A.N. Sova¹S.A. Eruslankin¹¹ Moscow state automobile and road technical University (MADI)² Institute of chemical physics named after N.N. Semenov Russian Academy of Sciences

The possibility of reducing the wear of structural materials used on the stands of combustion of energy-saturated materials by using the carried-away coating is considered. Various variants of application of carried-away coatings are proposed.

О ВОЗМОЖНОСТЯХ ПРИМЕНЕНИЯ ГУСЕНИЧНЫХ ШАССИ ДЛЯ ПЕРЕВОЗКИ ПЕРСПЕКТИВНЫХ РАКЕТ КОСМИЧЕСКОГО НАЗНАЧЕНИЯ СВЕРХТЯЖЕЛОГО КЛАССА

А.Г. Иванов

ivanov-ag@bmstu.ru

В.А. Игрицкий

igritsky_v_a@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В связи с перспективой создания новых отечественных ракет космического назначения сверхтяжелого класса актуальным является рассмотрение различных вариантов перевозки этих ракет и их составных частей. В докладе проанализированы возможности использования существующих российских гусеничных шасси большой грузоподъемности для внутрикосмодромных перевозок таких изделий, а также агрегатов наземного обслуживания применительно к условиям российских космодромов.

В настоящее время в России создается новый космический ракетный комплекс (КРК) с ракетами космического назначения (РКН) сверхтяжелого класса (СТК) [1]. Особенности РКН СТК и их составных элементов являются исключительно большие габариты до 16 м и более в диаметре и до более чем 100 м в длину [2] при массе самих РКН и агрегатов их перевозящих до нескольких тысяч тонн [2], в связи с чем наземная транспортировка таких изделий требует применения нестандартных технических решений. В отечественной практике для внутрикосмодромной перевозки РКН СТК на космодроме Байконур использовался специальный двухпутный железнодорожный

путь шириной около 20 м с минимальными продольными уклонами, однако в США для решения аналогичных задач с успехом используются специальные транспортеры на гусеничном ходу. В связи с тем, что новый российский космодром Восточный имеет значительно более пересеченный рельеф, чем космодром Байконур, устройство многокилометрового специального железнодорожного пути с минимальными уклонами для транспортировки РКН СТК между технической и стартовой позициями может потребовать очень большого объема земляных работ. В этой ситуации более выгодным может оказаться использование гусеничного шасси, допускающего перевозку грузов при достаточно больших уклонах пути.

Существенным преимуществом гусеничных транспортеров является повышенная мобильность, не требующая применения специальных стрелочных переводов, что, помимо прочего, позволило при создании КРК с РКН семейства «Сатурн» (США) использовать одни и те же гусеничные транспортеры для транспортировки как самой РКН, так и мобильной башни обслуживания (МБО).

Для исключения недопустимых наклонов перевозимых грузов гусеничное шасси в ряде случаев должно иметь стабилизированную платформу. В США при вертикальной транспортировке РКН по наклонным насыпям эта сложность преодолевается с использованием специальных гидроцилиндров большого диаметра [3], обеспечивающих как стабилизацию положения груза при транспортировке, так и погрузку-разгрузку транспортера путем изменения его клиренса. Следует отметить, что для ракет с горизонтальным способом транспортировки в связи с их приспособленностью к кантованию в процессе установки на пусковой стол стабилизация положения РКН при перевозке не требуется.

В России ПАО «Уралмашзавод» (г. Екатеринбург) в настоящее время серийно производит карьерные гусеничные экскаваторы серии ЭКГ рабочей массой до 1230 т [4]. Это открывает перспективы создания специальных транспортных средств на гусеничном ходу для транспортировки РКН СТК, их элементов и МБО.

Особой трудностью в условиях российских космодромов является зимний период, когда специальная галечная дорога, предназначенная для движения гусеничных транспортеров, требует очистки от снега и льда, а также изменяет свое состояние в связи с промерзанием на значительную глубину. По результатам проведенного анализа показано, что промерзание в пределах толщины непросадочного основания практически не влияет на несущую способность дороги.

В то же время очистка специальных дорог от льда и снега является необходимой для исключения скольжения шасси при наличии уклона и ветровой нагрузки. Система мероприятий по очистке специальных дорог может включать мероприятия по недопущению или ограничению скопления льда и снега, а также использование механических, химических и термических способов собственно очистки.

В докладе проанализированы возможные сочетания мероприятий по очистке специальных дорог. Наиболее перспективным методом ограничения скопления снега и льда на поверхности специальных дорог является размещение их на насыпи, высота которой превышает высоту снежного покрова. Окончательная же подготовка дороги может производиться с использованием стандартного дорожного оборудования с учетом необходимости периодического профилирования верхнего слоя.

Были проанализированы также различные варианты конструктивных схем использования гусеничных шасси, показавшие возможность отказаться в ряде случаев от применения тяжелой рамы, характерной для гусеничных транспортеров, используемых в США.

Литература

- [1] Заседание Президиума НТС Роскосмоса // Официальный сайт Госкорпорации «Роскосмос». URL: <https://www.roscosmos.ru/25871/> (дата обращения 02.11.2019).
- [2] История развития отечественной наземной ракетно-космической инфраструктуры. М.: ООО «Издательский дом «Столичная энциклопедия», 2017. 504 с.
- [3] Jacking and Equalizing Cylinders for NASA-Crawler Transporter // Special Edition O+P Fluidtechnik 3/2017. URL: https://www.hunger-dichtungen.de/fileadmin/images/news/technical_distribution/O_P_NASA_Englisch.pdf (дата обращения 02.11.2019).
- [4] Карьерный экскаватор ЭКГ-35 // Официальный сайт ПАО «Уралмашзавод». URL: https://www.uralmash.ru/files/rromotional-materials/EKG_35_ru.pdf (дата обращения 02.11.2019).

ON CRAWLER CHASSIS APPLICATION FOR FUTURE SUPER-HEAVY CLASS LAUNCH VEHICLES TRANSPORTATION

A.G. Ivanov
V.A. Igritsky

ivanov-ag@bmstu.ru
igritsky_v_a@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

Due to development of new domestic super-heavy launch vehicles it is pertinent to consider different options of moving these rockets and their parts. This paper analyses the potential to use existing heavy-duty Russian crawler chassis for intra launch site transportations of such items, along with other ground support equipment units, in as applied to Russian launch sites' conditions.

О ВОЗМОЖНОСТЯХ ПАССИВНОГО ТЕРМОСТАТИРОВАНИЯ ЕМКОСТЕЙ С КРИОГЕННЫМИ ЖИДКОСТЯМИ НА ПОВЕРХНОСТИ ФОБОСА

Е.О. Жеребцова
В.А. Игрицкий

zherebtsova.ekaterina@student.bmstu.ru
igritsky_v_a@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Создание обитаемой базы на Фобосе является одним из наиболее перспективных направлений освоения Марса. В связи с необходимостью создания научно-технического задела для освоения Марса актуальным является анализ возможностей обеспечения температурных режимов емкостей с криогенными жидкостями, находящихся в наиболее выгодной для создания базы части поверхности Фобоса, постоянно обращенной к Марсу.

В России в настоящее время на период после 2030 года помимо прочих направлений развития российской космонавтики предусмотрено участие в полете на Марс [1], освоение которого на этом и последующих этапах может выполняться с использованием базы на спутнике Фобос. Это связано с тем, что Фобос имеет крайне удобное расположение, позволяющее относительно дешево достигать его поверхности при перевозке грузов с Земли, поскольку для грузовых полетов затраты на такие перелеты могут быть ниже, чем при перелетах на поверхность Луны. При этом параметры движения Фобоса по орбите вокруг Марса позволяют организовывать комфортное и

эффективное дистанционное управление робототехническими системами на поверхности Марса космонавтам, которые находятся на Фобосе. С учетом того, что создание научно-технического задела для полетов на Марс должно осуществляться уже сейчас, актуальным является рассмотрения вопроса обеспечения температурного режима емкостей с криогенными жидкостями, которые могут размещаться на Фобосе для использования в качестве компонентов ракетного топлива или для обеспечения функционирования базы.

Основной особенностью наиболее удобного места расположения базы на Фобосе в точке, наиболее приближенной к Марсу, является то, что Марс постоянно находится в зените небосвода, а Солнце удаляется от плоскости экватора на величину менее 30° . Это позволяет использовать для обеспечения температурных режимов специальные радиационные теплообменники со специальными зеркальными экранами [2], обеспечивающими использование анизотропии падающего теплового излучения для более эффективного охлаждения, в частности, емкостей с криогенными жидкостями.

В отличие от ситуации на поверхности Луны, рассмотренной в [2], Фобос имеет относительно малый период вращения вокруг своей оси, синхронизированный с движением по орбите вокруг Марса и составляющий 7 ч 39 мин. Это позволяет использовать аккумулярование холода в наиболее подходящие периоды движения Фобоса по орбите.

Проведенные оценки показали, что применение систем пассивного термостатирования емкостей на основе конструкции радиационного теплообменника с зеркальными экранами, предложенной в [2], само по себе не обеспечивает постоянного поддержания криогенных температур этих емкостей. С учетом особенностей Фобоса предложены конструктивные схемы построения системы термостатирования экранированных теплообменников, способные обеспечить пассивное термостатирование емкостей хранилищ до температур порядка 120 К, что позволит обеспечить бездренажное хранение криогенных компонентов без затрат энергии и износа подвижных элементов, характерного для активных систем термостатирования.

Литература

- [1] Основные положения «Основы государственной политики Российской Федерации в области космической деятельности на период до 2030 года и дальнейшую перспективу», утвержденные Президентом Российской Федерации от 19 апреля 2013 г. № Пр-906. URL: http://www.roscosmos.ru/media/files/docs/3/osnovi_do_2030.doc (дата обращения 24.09.2019).
- [2] Игрицкий В.А. Экранированные радиационные теплообменники космических аппаратов для использования на дневной поверхности Меркурия, Луны и астероидов внутренней части Солнечной системы // Аэрокосмический научный журнал. 2016. Т. 2, №. 6. С. 69–93. DOI: 10.7463/aersp.0616.0850177

THE POSSIBILITIES OF PASSIVE THERMOSTATING OF TANKS WITH CRYOGENIC LIQUIDS ON THE PHOBOS SURFACE

E.O. Zherebtsova
V.A. Igritsky

zherebtsova.ekaterina@student.bmstu.ru
igritsky_v_a@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

The creation of a habitable base on Phobos is one of the most promising areas of Mars exploration. Due to the necessity of creating the scientific and technical basis for the Mars development, analysing the possibilities for ensuring the temperature levels of the tanks with

cryogenic liquid is a relevant question. In that analysis, tanks are placed in the most favourable part of the Phobos surface, always facing Mars, for the creation of a base.

РЕЗУЛЬТАТЫ ИССЛЕДОВАНИЯ ОСОБЕННОСТЕЙ ИНТЕРФЕРЕНЦИОННО-ГОЛОГРАФИЧЕСКОГО ИЗМЕРИТЕЛЯ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ

В.Е. Алехин, П.А. Осетров, В.А. Манахов

Военная академия ВВСН имени Петра Великого

Для теоретического обоснования разработанного метода измерения перемещений можно воспользоваться математической моделью процесса измерения [1], основанной на применении строгой электромагнитной теории для анализа лазерных измерителей перемещений и позволяющей учесть сложные явления дифракции, интерференции и поляризации лазерного излучения при проведении численного эксперимента.

В ходе численного моделирования были получены соотношения, определяющие интерференционное поле в зоне наблюдения для заданной поляризации излучения источника. Анализируя интерференционное поле в зоне наблюдения, можно определить перемещение отражателя при условии, что объект измерения зафиксирован неподвижно, а если элементы интерферометра неподвижны, то по изменению параметров интерференционного поля можно определить перемещение поверхности объекта измерения в пространстве. Данное положение лежит в основе разработанного интерференционного метода измерения перемещений, который получил название метода подсвечивания поверхности объекта контроля.

Решение задачи теоретического обоснования разработанного метода измерения представляется аналогичным решению, представленному в [2] для классического метода определения пространственного перемещения отражателя интерферометра [3].

Данные выводы согласуются с результатами работы [1] и отвечают физическим представлениям процессов, происходящих при измерениях, когда используется сферический фронт волны. Следует заметить, что данный метод измерений может быть применен в широком диапазоне частот, так как содержит элементы, параметры которых мало зависят от частоты.

Представленная методика может быть применена для исследования особенностей функциональных возможностей измерительной системы при различных параметрах его оптической схемы. Функциональные возможности методики позволяют проводить исследования особенностей распределения интенсивности в заданных областях интерференционной картины при изменении исходных параметров оптической схемы измерителя малых перемещений.

Литература

- [1] Кирьянов В.П., Коронкевич В.П. // Автометрия. 1998. № 6. С. 65–84.
- [2] Мирошниченко И.П., Серкин А.Г., Сизов В.П. // Измерительная техника. 2007. № 1. С. 9–13.
- [3] Мирошниченко И.П., Серкин А.Г. // Измерительная техника. 2006. № 5. С. 22–25.

RESULTS OF THE STUDY OF THE FEATURES OF THE INTERFERENCE-HOLOGRAPHIC METER OF MOVEMENTS

V. Alekhin, P. Osetrov, V. Manakhov

Military academy of the Strategic missiles forces

For the theoretical justification of the developed method of measuring movements, a mathematical model of the measurement process is used by the strict electromagnetic theory for the analysis of laser meters and allowing to take into account the complex phenomena of diffraction, interference and polarization of laser radiation during numerical experiment.

ИНТЕРФЕРЕНЦИОННЫЕ МЕТОДЫ ИЗМЕРЕНИЯ ПЕРЕМЕЩЕНИЙ ОБЪЕКТА КОНТРОЛЯ

В.Е. Алехин, С.В. Гайдамакин, А.А. Бурылов

Военная академия РВСН имени Петра Великого

Разработаны методы измерения малых перемещений поверхностей объектов контроля, возникающих при распространении различных типов упругих волн, с использованием лазерных интерферометров.

Для большинства случаев технических измерений, проводимых на современном производстве, присущи существенные особенности, которые делают задачу развития теоретических и практических основ измерения длин и перемещений актуальной и своевременной. Первая особенность состоит в том, что в процессе измерения перемещаются материальные тела с конечными размерами, а само перемещение помимо линейной имеет еще и угловые составляющие. Вторая особенность обусловлена практической невозможностью определения перемещения той точки, которая представляет интерес в соответствии с целевой установкой измерения. Например, невозможно измерить параметры детали непосредственно в зоне обработки или перемещение рабочей кромки инструмента в процессе обработки [1]. Третья особенность заключается в том, что технический уровень современного производства требует от применяемых СИ обеспечения высокой точности измерений в широком диапазоне значений измеряемых величин, при этом реализация метода счета интерференционных полос не всегда допустима, так как погрешности, возникающие в каждом периоде счета, могут накапливаться, что приведет к ошибкам измерения [2].

Для теоретического обоснования разработанного метода измерения перемещений можно воспользоваться математической моделью процесса измерения, основанной на применении строгой электромагнитной теории для анализа лазерных измерителей перемещений и позволяющей учесть сложные явления дифракции, интерференции и поляризации лазерного излучения при проведении численного эксперимента.

Решение задачи теоретического обоснования разработанного метода измерения представляется аналогичным решению, представленному в [2] для классического метода определения пространственного перемещения отражателя 5 интерферометра.

Предлагаемый метод целесообразно использовать в процессе высокоточных измерений линейных и угловых перемещений поверхностей объектов контроля при проведении экспериментальных исследований перспективных конструкций, оценке

их технического состояния и диагностике, при исследовании акустико-эмиссионных процессов в твердых телах.

Литература

- [1] Кирьянов В.П., Коронкевич В.П. // Автометрия. 1998. № 6. С. 65–84.
- [2] Мирошниченко И.П., Серкин А.Г., Сизов В.П. // Измерительная техника. 2007. № 1. С. 9–13.

INTERFERENCE METHODS OF MEASURING THE MOVEMENTS OF THE OBJECT OF CONTROL

V.E. Alekhin, S.V. Gaydamakin, A.A. Burylov

VA RVSН named after Peter the Great

Methods of measurement of small displacements of surfaces of control objects arising at propagation of various types of elastic waves with use of laser interferometers are developed.

ОСОБЕННОСТИ ПРОЕКТИРОВАНИЯ СИСТЕМ ОЧИСТКИ И РЕГЕНЕРАЦИИ ВОЗДУХА В СПЕЦИАЛЬНЫХ ФОРТИФИКАЦИОННЫХ СООРУЖЕНИЯХ

Рулев С.В., Барышов Д.П., Ситников В.С.

Военная академия РВСН имени Петра Великого

Проведен анализ тактико-технических требований и представлены особенности проектирования системы очистки и регенерации воздуха в специальных фортификационных сооружениях повышенной защищенности.

В обитаемых отсеках специальных фортификационных сооружений (СФС) в создании температурно-влажностного режима (ТВР) основную роль играют системы отопления, вентиляции, кондиционирования воздуха, системы холодоснабжения и водоснабжения.

При переходе в режим автономного функционирования СФС связь с внешней средой (атмосферой) прекращается, приточная и вытяжная системы вентиляции отключаются, возможна только рециркуляция воздуха внутри объекта с одновременной его обработкой (охлаждением, очисткой, увлажнением, осушкой и регенерацией) [5].

Системы регенерации и очистки воздуха от взвешенных частиц и других загрязнений являются подсистемами жизнеобеспечения, обеспечивающими жизнедеятельность дежурного боевого расчета пуска [3].

Создание полностью новых систем регенерации и очистки воздуха (систем регенерации и фильтровентиляции) не является рациональным при проектировании системы жизнеобеспечения (СЖО). Гораздо более рациональным представляется использование уже имеющихся серийных установок (систем регенерации и очистки) или, по крайней мере, использование имеющихся серийных элементов.

Создание принципиально новых систем регенерации и очистки при необходимости должно осуществляться специализированными предприятиями по техническим

заданиям разработчика. Такой путь решения проектных задач требует больших финансовых вложений, достаточно длительных сроков и значительных затрат на подготовку производства и может быть реализован только в случае создания СЖО нового поколения или с существенно иными, чем в нормативных документах, требованиями по обеспечению условий пребывания личного состава [1].

Для создания систем автоматизированного проектирования аналогично традиционному проектированию необходимо провести анализ требований технического задания или тактико-технических требований.

Основными тактико-техническими требованиями для систем регенерации являются: численность личного состава, длительность режима изоляции, выделение диоксида углерода (CO_2) и потребление кислорода (O_2) одним человеком, пределы изменения концентраций CO_2 и O_2 и средняя концентрация по CO_2 , наличие и отсутствие источника энергии.

Для системы очистки такими требованиями являются: скорость выделения примесей, длительность режима автономии, состав примесей, ПДК примесей.

Указанные требования позволяют определить следующие основные характеристики: запас сменных элементов (регенеративных и поглотительных патронов, фильтров очистки, твердых источников кислорода, баллонов со сжатым воздухом (кислородом) и т. п.), количество установочных мест, объемный расход для поддержания средней концентрации диоксида углерода.

По существу, эти характеристики являются основополагающими при выборе направления проектирования: выбирается или существующая установка регенерации и очистки, или выявляется необходимость разработки новой установки на базе существующих элементов или разработки принципиально новых установок систем регенерации и очистки.

Критериями выбора должны быть следующие технические требования: ограничения по производительности, наличие или отсутствие источника энергии, ограничения по массе и габаритным размерам, ограничения по срокам службы, некоторые специальные требования.

Остальным техническим требованиям, как правило, серийные установки регенерации и очистки, а также их основные элементы должны соответствовать. При несоответствии предполагаются работы по доработке установок регенерации и очистки до требований ТЗ или паспортизация на соответствие требованиям ТЗ.

Принципиально, что выбор систем регенерации и систем очистки возможен из имеющихся серийных средств. Для быстрого подбора той или иной системы регенерации или очистки воздуха необходимо построение базы данных по установкам регенерации и установкам фильтровентиляции.

Такая база данных должна содержать информацию, необходимую для принятия проектантом решения в пользу той или иной установки или системы регенерации и очистки. В случае, если все найденные серийные системы не удовлетворяют тем или тактико-техническим требованиям и принимается решение о разработке новой системы на основе использования серийных элементов, то возникает необходимость расчета и подбора необходимого количества таких элементов и ряда других показателей. Таким образом, в базе данных должна содержаться информация по регенеративным патронам и поглотительным патронам, фильтрам, вентиляторам, запорно-вентильной арматуре и газоаналитической аппаратуре.

DESIGN FEATURES OF AIR PURIFICATION AND REGENERATION SYSTEMS IN SPECIAL FORTIFICATIONS

S.V. Rulev, D.P. Bariyshov, V.S. Sitnikov

VA RVSН named after Peter the Great

The analysis of tactical and technical requirements is carried out and features of design of system of cleaning and regeneration of air in special fortifications of the increased security are presented.

ПОВЫШЕНИЕ ЗАЩИЩЕННОСТИ АППАРАТУРЫ И ТЕХНИЧЕСКИХ СРЕДСТВ ПОДВИЖНЫХ АГРЕГАТОВ ОТ ВОЗДЕЙСТВИЯ ВОЗДУШНОЙ УДАРНОЙ ВОЛНЫ

А.С. Шевченко, В.А. Тропкин

25061973@bk.ru

Военная академия РВСН имени Петра Великого

Проведенный анализ существующей системы защищенности аппаратуры и технических средств подвижных агрегатов (ПА) от воздействия воздушной ударной волны (ВУВ) показывает, что в целом с возложенными на нее задачами она справляется, однако есть направления совершенствования, которые позволят повысить эффективность ее работы.

Повышение защищенности аппаратуры и технических средств ПА от воздействия ВУВ возможно за счет разработки системы амортизационной защиты от воздушного ударного воздействия ядерного и высокоточного оружия, состоящей из торсионных упругопластических модулей с телескопическими связями.

Главным их достоинством наряду с достоинствами, которыми обладают упругопластические системы амортизационной защиты, является обеспечение пространственной противоударной защиты с минимальным количеством унифицированных частей телескопических торсионных амортизаторов, что определяет их невысокую себестоимость.

Построенные на этой основе системы амортизации (СА) имеют ряд преимуществ, в том числе более эффективное рассеивание энергии воздействия средств поражения и, как следствие, повышение защищенности аппаратуры и технических средств ПА комплекса.

Анализ полученных результатов показал, что разработанная система противоударной защиты может эффективно выполнять свои функции. Максимальные ускорения ограждающей конструкции снижены на амортизируемом объекте, что обеспечивает демпфирование колебаний без соударения амортизируемого объекта и ограждающей конструкции. Это свидетельствует о возможности применения разработанной СА и, в целом, о возможности применения методики расчета для проектирования систем противоударной защиты на телескопических связях. Разработанная методика расчета СА позволяет проектировать и проводить расчет как общей системы амортизационной защиты, так и местной системы амортизации, защищающей наиболее слабые или ответственные элементы подвижных объектов комплексов.

INCREASE OF PROTECTION OF EQUIPMENT AND TECHNICAL MEANS OF MOBILE UNITS FROM IMPACT OF AIR SHOCK WAVE

A.S. Shevchenko, V.A. Trapkin

25061973@bk.ru

VA RVSN named after Peter the Great

The analysis of the existing system of protection of equipment and technical means of mobile units (PA) from the impact of air shock wave (VV) shows that in General it copes with the tasks assigned to it, but there are areas of improvement that will improve the efficiency of its work.

ПАССИВНАЯ БЕЗОПАСНОСТЬ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ МОБИЛЬНЫХ АГРЕГАТОВ КОМПЛЕКСОВ

A.C. Шевченко, M.B. Скачков

25061973@bk.ru

Военная академия РВСН имени Петра Великого

Проведенный анализ существующих систем пассивной безопасности агрегатов показывает, что в целом с возложенными на них задачами они справляются, однако есть направления совершенствования, которые позволят повысить эффективность их работы.

Повышение безопасности эксплуатации мобильных агрегатов комплексов можно достигнуть как с применением «активных» мер защиты, так и с применением дополнительных защитных устройств, обеспечивающих эффективное рассеивание энергии ударного воздействия при столкновении.

Как бы ни были совершенны системы активной безопасности, в случае непреодолимых обстоятельств требуется дополнительная система защиты — пассивная, находящаяся длительное время в режиме ожидания и сохраняющая при этом свои демпфирующие свойства. На сегодняшний момент одним из перспективных направлений является разработка энергопоглощающих буферов транспортных средств, принцип действия которых основан на рассеивании кинетической энергии при столкновении за счет процессов пластического кручения.

Торсионные энергопоглощающие элементы обладают высокой технико-экономической эффективностью, обусловленной относительной простотой и технологичностью конструкции, не требующей технического обслуживания; оптимальной силовой характеристикой; независимостью демпфирующих свойств от скорости столкновения и температуры окружающей среды. При этом обеспечивается возможность многократного использования энергопоглощающих буферов мобильных агрегатов, восстановление их демпфирующих характеристик после срабатывания при проведении несложных ремонтных операций.

Применение перспективных энергопоглощающих элементов позволит в любом случае значительно снизить силу удара и перегрузки и тем самым сохранить агрегат, хотя в реальных случаях полностью погасить энергию удара одним конструктивным решением во всех случаях ударных воздействий не получится.

PASSIVE SAFETY OF PROCESS EQUIPMENT MOBILE UNITS COMPLEXES

A.S. Shevchenko, M.V. Skachkov

25061973@bk.ru

VA RVSН named after Peter the Great

The analysis of the existing systems of passive safety of units shows that in General they cope with the tasks assigned to them, but there are areas of improvement that will improve the efficiency of their work.

О НЕКОТОРЫХ ПРОБЛЕМАХ ИНТЕНСИФИКАЦИИ ТЕПЛООБМЕНА АГРЕГАТОВ И УЗЛОВ НАЗЕМНОГО ОБОРУДОВАНИЯ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ

И.А. Сальников, Н.В. Хиценко, Р.С. Варыгин

Военная академия РВСН имени Петра Великого

Тенденция развития наземного оборудования в современных условиях связана с ростом энергетических мощностей, внедрением в традиционные агрегаты и системы изделий микропроцессорных устройств, уменьшением их габаритных размеров, совмещением их функций и технологических операций. При этом конструкции теплообменных аппаратов чаще всего остаются неизменными или увеличивается их масса и габариты. Многие специалисты озабочены повышением эффективности теплообменных аппаратов, однако их усилия по интенсификации теплообмена не всегда успешны. Цель данной статьи — изложить проблемы, связанные с теплообменом, системно, чтобы в последующем сформировать возможные пути повышения эффективности известного теплообменного оборудования или создания нового.

Тенденция развития наземного оборудования в современных условиях, связана с ростом энергетических мощностей, внедрением в традиционные агрегаты и системы изделий микропроцессорных устройств, уменьшением их габаритных размеров, совмещением их функций и технологических операций. При этом конструкции теплообменных аппаратов чаще всего остаются неизменными или увеличиваются их масса и габариты. Многие специалисты озабочены повышением эффективности теплообменных аппаратов, однако их усилия по интенсификации теплообмена не всегда успешны.

Цель данной статьи — изложить проблемы, связанные теплообменом системно, чтобы в последующем сформировать возможные пути повышения эффективности известного теплообменного оборудования или создания нового.

Основные проблемы традиционных систем теплообмена:

- невысокие коэффициенты теплопередачи (около $250...350 \text{ Вт}/(\text{м}^2 \cdot \text{К})$), что приводит к необходимости увеличения поверхности теплообмена за счет увеличения материалоемкости, габаритов теплообменных аппаратов и устройств, плотности установки оборудования;

- снижение коэффициента теплопередачи в процессе эксплуатации вследствие образования на внутренней поверхности слоя отложений. С одной стороны, это приводит к уменьшению коэффициента теплопроводности, а с другой — к уменьшению потока охлаждающего агента;

- несинхронность отвода теплоты и кинетики тепловыделений, поскольку запаздывание отвода теплоты связано с инерционностью клапанов, датчиков температуры и теплообменных устройств;

С целью повышения интенсивности теплообмена применяются турбулизаторы, закрутка потока в трубах с помощью винтовых вставок, каналы сложной формы, расположенные на входе или вдоль всей трубы, различные теплообменники. При всем их многообразии выбор их определяется разработчиком исходя из личных предпочтений и возможностей размещения.

ABOUT SOME PROBLEMS OF THE INTENSIFICATION OF HEAT EXCHANGE OF AGGREGATES AND NODES OF THE LAND EQUIPMENT OF ROCKET COMPLEXES

I.A. Salnikov, N.V. Hitsenko, R.S. Varygin

VA RVSN named after Peter the Great

The tendency of development of the land equipment in modern conditions, is linked with growth of power powers, introduction in traditional aggregates and systems of an article of microprocessor devices, reduction of their overall dimensions, combination of their functions and operations. Thus constructions hot exchange devices remain invariable more often or their mass and dimensions is augmented. Many experts are anxious by efficiency heightening hot exchange devices, however their efforts on a heat exchange intensification are not always successful.

СИСТЕМА АВТОНОМНОГО ВОЗДУХОСНАБЖЕНИЯ ОБЪЕКТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МНОГОСТУПЕНЧАТЫХ СОСУДОВ, РАБОТАЮЩИХ ПОД ДАВЛЕНИЕМ

А.С. Шевченко, А.Д. Ужва

25061973@bk.ru

Военная академия РВСН имени Петра Великого

Проведенный анализ существующих систем автономного воздушоснабжения объектов показывает, что в целом с возложенными на них задачами они справляются, однако есть направления совершенствования, которые позволят повысить эффективность их работы.

Системы автономного воздушоснабжения (САВ) в настоящее время являются неотъемлемой составной частью объектов. В свою очередь, надежная работа гарантированных источников электроснабжения является необходимым условием выполнения поставленной задачи, поэтому САВ должна бесперебойно функционировать в условиях жестких весовых и габаритных ограничений продолжительное время.

Были проанализированы возможные способы и средства хранения и выдачи сжатого воздуха на технологические нужды объектов и сделано обоснованное заключение о возможности использования САВ с большим запасом сжатого воздуха и совершенствования распределительно-редуцирующих устройств (щиты выдачи). С использованием справочных данных по термодинамическим свойствам воздуха высоких давлений был осуществлен расчет параметров дроссельных шайб, обеспечивающих стабильность требуемого расхода воздуха в пневмосистеме.

Объектом исследования в работе является САВ объектов. Предметом исследования является баллон для размещения сжатого воздуха — сосуд нестандартной конструкции, работающий под высоким давлением.

Усовершенствование САВ может быть достигнуто за счет изменения структуры применения перспективных сосудов, баллонов, в том числе многоступенчатых емкостей с большим запасом сжатого воздуха и использования новых материалов, в том числе композиционных.

Применение баллонов предлагаемой конструкции позволит увеличить запасы воздуха на объектах и соответственно — продолжительность периода автономного функционирования объектов.

THE AIR SUPPLY SYSTEM OF AUTONOMOUS OBJECTS USING A MULTI-STAGE VESSELS, WORKING UNDER PRESSURE

A.S. Shevchenko, A.D. Uzhva

25061973@bk.ru

VA RVSN named after Peter the Great

The analysis of existing systems of Autonomous air supply of objects shows that in General they cope with the tasks assigned to them, but there are areas of improvement that will improve the efficiency of their work.

СИСТЕМА ВОЗДУШНОГО ОХЛАЖДЕНИЯ ПЕРЕМЕННОЙ ПРОИЗВОДИТЕЛЬНОСТИ ДЛЯ ОБЪЕКТОВ В ОСНОВНОМ РЕЖИМЕ ЭКСПЛУАТАЦИИ

А.С. Шевченко, О.В. Поляков

25061973@bk.ru

Военная академия РВСН имени Петра Великого

Проведенный анализ существующих систем принудительного воздушного охлаждения показывает, что в целом с возложенными на них задачами они справляются, однако есть направления совершенствования, которые позволят повысить эффективность их работы.

Ввиду того что системы принудительного воздушного охлаждения (СПВО) используются как на стационарных, так и на подвижных объектах, необходимо одновременно решать взаимоисключающие задачи: выяснение путей значительного улучшения энергетических и массогабаритных характеристик как основных элементов, так и СПВО в целом при условии, что надежность, стоимость и быстродействие предлагаемых систем будут не хуже заданных значений.

Предложен подход к выбору рабочей частоты основных элементов СПВО, сущность которого состоит в том, что определены рациональные диапазоны изменения рабочих частот основных элементов, позволяющих предопределить требуемые массогабаритные характеристики при высоком КПД и выбрана элементная база, серийно выпускаемая отечественной промышленностью, позволяющая достичь желаемых уровней энергетических и массогабаритных показателей в требуемом диапазоне мощностей.

Проведен схемотехнический анализ способов формирования синусоидального напряжения с учетом того, что предлагаемая СПВО должна использоваться на всех объектах вооружения и военной техники (ОВВТ), т. е. она должна иметь систему питания вентилятора, инвариантную к роду тока, что обуславливает наличие в системе питания источника постоянного тока, инвертора и формирователя синусоидального напряжения.

Разработанная схема управления позволяет улучшить качество работы системы обеспечения температурно-влажностного режима (ТВР), снизить пусковые токи приводов вентиляторов системы обеспечения ТВР, изменять при необходимости производительность системы обеспечения ТВР, увеличить срок эксплуатации технической системы в целом.

VARIABLE PERFORMANCE AIR COOLING SYSTEM FOR FACILITIES IN PRIMARY OPERATION

A.S. Shevchenko, O.V. Polyakov

25061973@bk.ru

VA RVSN named after Peter the Great

The analysis of the existing forced air cooling systems shows that in General they cope with the tasks assigned to them, but there are areas of improvement that will improve the efficiency of their work.

РАСЧЕТНОЕ ОБОСНОВАНИЕ ДЕМПФИРОВАНИЯ КОЛЕБАНИЙ ГРУЗА ПРИ ПОГРУЗОЧНО-РАЗГРУЗОЧНЫХ РАБОТАХ В МОСТОВЫХ КРАНАХ

Д.К. Гусев

gdk80@yandex.ru

Д.А. Васильев

Р.В. Терехов

Военная академия РВСН имени Петра Великого

Многие технологические операции, в том числе и перегрузка ракетного вооружения (РВ), осуществляются мостовыми кранами и сопровождаются колебаниями грузов, которые могут привести к соударениям и выходу из строя элементов РВ как перемещаемого, так и находящегося в непосредственной близости.

Исследования показали, что колебания груза на гибком подвесе являются одним из основных процессов, влияющих на производительность перегрузочных работ, так как они вызывают дополнительные нагрузки на силовые элементы кранов и увеличивают время выполнения работ. В свою очередь, время выполнения цикла перегрузочных работ обусловлено необходимостью уменьшения времени для успокоения колебания груза и посадки его с заданной точностью. Для выполнения данной задачи применяются различные методы стабилизации грузов, но зачастую они являются малоэффективными и имеют ряд недостатков.

Известно, что увеличение коэффициента трения и силы, определяющего момент трения, позволяет увеличить демпфирующие свойства тормозного механизма подвески, до определенных пределов, а увеличение величины разнесения точек подвеса

каната нецелесообразно, ввиду увеличения износа каната и блока. Для наибольшей эффективности демпфирования колебаний груза требуется применить конструкцию, в которой будут сочетаться все методы, способствующие их гашению во всех возможных направлениях колебаний.

Для расчетного обоснования демпфирования колебаний груза при погрузочно-разгрузочных работах в мостовых кранах предлагается использование подвеса с управляемым успокоителем маятниковых колебаний (УУМК). Установка УУМК позволит увеличить демпфирующие свойства системы и тем самым значительно уменьшить время полного цикла перегрузочных работ за счет уменьшения времени на успокоение колебаний.

CALCULATED SUBSTANTIATION OF DUMPING OF LOAD VIBRATIONS AT LOADING AND UNLOADING WORKS IN BRIDGE CRANES

D.K. Gusev
D.A. Vasiliev
R.V. Terehov

gdk80@yandex.ru

VA RVSН named after Peter the Great

Many technological operations, including reloading of missile weapons (RV), are carried out by bridge cranes and are accompanied by fluctuations in cargo, which can lead to collisions and failure of the elements of the RV, both transported and in the immediate vicinity.

ОПТИЧЕСКИЙ МЕТОД НЕРАЗРУШАЮЩЕГО КОНТРОЛЯ ПОВЕРХНОСТИ СИЛОВЫХ ЭЛЕМЕНТОВ РК

В.Е. Алехин, В.А. Манахов, А.В. Нестеров

Военная академия РВСН имени Петра Великого

Создание лазерных интерферометров открыло широкие перспективы для совершенствования измерения перемещений силовых элементов объектов РК, так как позволяет сравнить измеряемую величину с фундаментальной константой — длиной волны стабилизированного по частоте лазера [1].

Однако для большинства случаев технических измерений, проводимых на практике технического освидетельствования силовых элементов конструкций, присущи существенные особенности, которые делают задачу развития теоретических и практических основ измерения длин и перемещений актуальной и своевременной.

Существующие методы измерений имеют ряд недостатков:

- в процессе измерения перемещаются материальные тела с конечными размерами, а само перемещение помимо линейной имеет еще и угловые составляющие;
- практически невозможно определить перемещения той точки, которая представляет интерес в соответствии с целевой установкой измерения, например, невозможно измерить параметры детали непосредственно в зоне обработки или перемещение рабочей кромки инструмента в процессе обработки;

– технический уровень современной диагностики требует от применяемых СИ обеспечения высокой точности измерений в широком диапазоне значений измеряемых величин.

Для исключения указанных недостатков необходимо развивать научно-методический аппарат лазерной интерферометрии для обеспечения контроля линейной и угловой составляющей перемещения бесконтактным способом. Разрабатываемые интерференционные СИ перемещений должны иметь стабильные характеристики, позволяющие однозначно связать изменение параметров интерференционного поля и перемещения объекта в заданном диапазоне с требуемой точностью.

Для теоретического обоснования разработанного метода измерения перемещений применить математическую модель процесса измерения, основанную на применении строгой электромагнитной теории для анализа лазерных измерителей перемещений и позволяющей учесть сложные явления дифракции, интерференции и поляризации лазерного излучения при проведении численного эксперимента.

Предлагаемый метод целесообразно использовать в процессе высокоточных измерений линейных и угловых перемещений поверхностей ОК при проведении экспериментальных исследований, оценке их технического состояния и диагностике, при исследовании акустико-эмиссионных процессов в твердых телах, исследовании процессов дефектообразования в ленточных высокотемпературных сверхпроводниках, исследовании волновых процессов в слоистых конструкциях.

Литература

- [1] Виноградова М.Б., Руденко О.В., Сухоруков А.П. Теория волн. М.: Наука, 1979, 383 с.

OPTICAL METHOD OF NONDESTRUCTIVE TESTING OF THE SURFACE OF POWER ELEMENTS OF RK

V.E. Alekhin, V.A. Manakhov, A.V. Nesterov

VA RVSN named after Peter the Great

Creation of laser interferometers opened wide prospects for improvement of measurement of displacements of power elements of objects of RK as allows to compare the measured value with a fundamental constant-wavelength of the laser stabilized on frequency [1].

К ВОПРОСУ ОПРЕДЕЛЕНИЯ СТРУКТУРЫ И ХАРАКТЕРИСТИК СИСТЕМ ЗАЩИТЫ ЛИЧНОГО СОСТАВА УБЕЖИЩ

A.B. Чемусов

varvsn2007@mail.ru

C.B. Рулев

P.A. Раенко

Военная академия РВСН имени Петра Великого

Целью работы является определение структуры и характеристик систем защиты (СЗ) личного состава (ЛС) убежищ от виброакустических воздействий (ВAB) современного оружия. В перспективной системе защиты используются управляемые быстродействующие магнитожидающие устройства (МЖУ).

Развитие и совершенствование иностранными государствами управляемого высокоточного оружия (в том числе в обычном снаряжении с авиационными бомбами), систем разведки (космической, радиоэлектронной, воздушной) и передачи информации обусловили рост требований к защите ЛС от поражающих факторов (ПФ) современного оружия.

При комплексном воздействии ПФ ядерного и высокоточного оружия противника убежище подвержено воздействию воздушной ударной волны, сейсмовзрывных волн, местного действия взрыва. Воздушная ударная волна и сейсмовзрывные волны в процессе их взаимодействия с убежищами создают динамические нагрузки, вызывающие колебательное движение сооружения в целом и отдельных его элементов, характеризующееся величинами ускорений, скоростей и перемещений, а во внутреннем объеме появляются виброакустические воздействия. В настоящее время применяются СЗ ЛС убежищ, обеспечивающие снижение ударных и механических нагрузок. Существующие СЗ не в полной мере обеспечивают виброакустическую защиту во внутреннем объеме убежищ. Вибрации и акустические воздействия снижают эффективность защиты ЛС.

Анализ существующих убежищ показывает, что одним из перспективных направлений является выбор структуры и характеристик СЗ ЛС на основе магнитоэлектронных устройств (МЖУ), отличительными чертами которых является быстродействие (0,001–0,005с), возможность изменения упругих и демпфирующих характеристик в реальном масштабе времени.

Проведение исследования обусловлено необходимостью повышения защищенности и живучести ЛС в условиях ВБВ на убежище. МЖУ позволяют снизить ударные и ВБВ до допустимых значений и повысить эффективность действий ЛС убежищ. Поэтому определение структуры и характеристик СЗ ЛС убежищ на основе МЖУ является актуальной научной задачей.

ON THE ISSUE OF DETERMINING THE STRUCTURE AND CHARACTERISTICS OF PROTECTION SYSTEMS PERSONNEL SHELTERS

A.V. Chemusov

varvsn2007@mail.ru

S.V. Rulev

R.A. Raenko

VA RVSН named after Peter the Great

The aim of the work is to determine the structure and characteristics of protection systems (Sz) of personnel (LS) shelters from vibroacoustic effects (VAV) of modern weapons.

СОЗДАНИЕ ТЕХНОЛОГИЧЕСКОГО ОБОРУДОВАНИЯ РАКЕТНЫХ КОМПЛЕКСОВ С УЧЕТОМ УНИФИКАЦИИ И СОВМЕЩЕНИЯ ТЕХНОЛОГИЧЕСКИХ ОПЕРАЦИЙ

И.А. Сальников, Д.Р. Баканов, Т.В. Готфрид

Военная академия РВСН имени Петра Великого

В статье рассматривается возможность совмещения технологических операций, выполняемых наземным оборудованием ракетных комплексов, обосновываются пути ре-

ализации совмещения с целью поиска путей оптимизации технологического процесса приведения в готовность.

Для выполнения различных операций, связанных с приведением в готовность, предстартовой подготовкой, подсоединением полезной нагрузки и других, используются специальные технологические агрегаты наземного оборудования.

Как правило, они размещаются на специальном колесном шасси и снабжаются технологическим оборудованием для транспортировки его в район размещения, при этом вся совокупность агрегатов обладает аппаратурной избыточностью, так как для каждой технологической операции используется один или несколько агрегатов.

Технологические операции, как правило, являются типовыми и к ним относятся вывешивание, перегрузка, опускание груза в шахту, простановка полезной нагрузки и др. Подобная избыточность приводит к существенному удорожанию подвижного технологического оборудования и большой полной массы подвижных агрегатов. При этом возможно совмещение технологических операций за счет применения различного типа траверс, лебедок, приспособлений. При проектировании данного типа агрегатов исследования по оптимизации оборудования, как правило, не проводятся, так как подобная избыточность повышает надежность данного оборудования.

Современные робототехнические комплексы обладают существенными возможностями по реализации данных операций. Кроме того, повышение степени автоматизации оборудования приводит к сокращению сроков приведения в готовность стартового оборудования ракет, повышению надежности и степени контроля результатов операций.

CREATION OF THE PROCESS EQUIPMENT OF ROCKET COMPLEXES TAKING INTO ACCOUNT UNIFICATION AND COMBINATION OF TECHNICAL NOLOGCHESKY PROCESSES

I.A. Salnikov, D.R. Bakanov, T.V. Gotfrid

VA RVSN named after Peter the Great

In a paper possibility of combination of the operations executable by the land equipment of rocket complexes is considered, paths of realisation of combination with the purpose of searching of paths of optimisation of a master schedule of reduction to readiness are justified.



СЕКЦИЯ 13. БАЛЛИСТИКА, АЭРОДИНАМИКА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И УПРАВЛЕНИЕ КОСМИЧЕСКИМИ ПОЛЕТАМИ

ТРАНСПОРТНАЯ СИСТЕМА «РЫВОК-2» ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ ПОСТОЯННО ОБИТАЕМОЙ ЛУННОЙ БАЗЫ

Р.Ф. Муртазин

rafail.murtazin@rsce.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

Рассмотрена транспортная система для перемещения экипажа будущей постоянно обитаемой Лунной базы. В основе транспортной системы предлагается использовать многоразовый лунный корабль, курсирующий между околоземной орбитальной станцией и Лунной базой.

Успехи проектов околоземных пилотируемых космических станций и в первую очередь МКС стали стимулом для дальнейшего развития космонавтики. Целями будущих пилотируемых космических полетов становятся миссии за пределы низкой околоземной орбиты: Луна, Марс, астероиды. В качестве транспортного узла для миссий в дальний космос рассматриваются лунные орбитальные станции (ЛОС), например ЛОС Deep Space Gateway на высокоэллиптической лунной орбите. Разрабатываемые пилотируемые корабли Orion (США) и Орел (Россия), выводимые на ракетах-носителях (РН) сверхтяжелого класса, предполагаются в качестве основных транспортных средств для полетов в окололунное пространство.

Одной из основных целей создания ЛОС является поддержка операций по выполнению посадки экипажа на поверхность Луны. Для этого, например, по программе «Артемис» предусматривается доставка с помощью сверхтяжелой РН на ЛОС пилотируемого корабля Orion и лунного взлетно-посадочного корабля (ЛВПК). Таким образом, помимо затрат на развертывание и поддержание ЛОС, разовая доставка экипажа на Луну требует запуска двух дорогостоящих РН сверхтяжелого класса грузоподъемностью более 100 т.

Следующим шагом в освоении Луны станет создание постоянно обитаемой Лунной базы (ЛБ). На этом этапе встанет вопрос создания менее затратной транспортной системы (ТС) по перемещению экипажа к ЛБ и обратно к Земле. В работе рассмотрен один из вариантов ТС «Рывок», в которой осуществляется активное использование околоземной орбитальной станции (ОС) для перелетов экипажа к Луне и обратно. В отличие от предыдущих схем ТС такого типа, в ТС «Рывок-2» не предполагается использование аэроторможения для снижения подлунной к Земле скорости до первой космической скорости. Переход на орбиту ОС осуществляется за счет импульсного торможения. В качестве средства перемещения экипажа предлагается многоразовый лунный корабль (МЛК) с возможностями прямой посадки на поверхность Луны. В этом варианте ТС исключается необходимость развертывания и поддержания работоспособности окололунной орбитальной станции, что существенно снизит транспортные расходы на обеспечение ЛБ.

ТС «Рывок-2» построена на принципе последовательной заправки МЛК в трех ключевых точках («бензоколонках») маршрута между ОС и ЛБ. Первая ключевая точка расположена в районе ЛБ, и туда, еще до полета МЛК, одиночным пуском РН достав-

ляется лунный заправочный модуль (ЛЗМ). Вторая ключевая точка расположена на низкой окололунной орбите, куда доставляется лунный заправочный корабль (ЛЗК). Доставка ЛЗК осуществляется в связке с МЛК, который после выведения ЛЗК отстыковывается с экипажем от ОС. Третья ключевая точка расположена на промежуточной околоземной высокоэллиптической орбите (ВЭО), плоскость которой совпадает с плоскостью орбиты ОС. В эту точку одиночным пуском РН доставляется тормозной блок-заправщик (ТБЗ). Главным требованием, предъявляемым к этим «бензоколонкам», остается наличие топлива для дозаправки в размере собственного объема топлива МЛК, достаточного для спуска МЛК на поверхность Луны с низкой окололунной орбиты, т. е. соответствующим характеристической скорости $V_x \sim 2,1$ км/с.

Алгоритм полета МЛК от ОС к ЛБ и обратно следующий. После стыковки МЛК и ЛЗК в связке с кислородно-водородным разгонным блоком (КВРБ) на орбите ОС за счет энергетики КВРБ и ЛЗК связка МЛК+ЛЗК переводится на низкую окололунную орбиту. Затем МЛК отстыковывается и выполняет посадку на поверхность Луны в районе ЛБ, оставляя ЛЗК на низкой окололунной орбите. После доставки МЛК в районе ЛБ выполняется первая дозаправка от ЛЗМ. Заправленного топлива будет достаточно для старта с Луны, выведения на низкую окололунную орбиту и стыковку с ЛКЗ. Второй дозаправки от ЛКЗ будет достаточно для отлета МЛК с окололунной орбиты, перехода на ВЭО и стыковки с ожидающим его ТБЗ. Третья дозаправка от ТБЗ необходима для реализации следующего полета МЛК к Луне, а на орбиту ОС МЛК доставляется с помощью двигательной установки и топлива ТБЗ.

Организация ТС с использованием последовательных заправок позволяет минимизировать размерность МЛК и снизить потребную грузоподъемность РН. Расчеты показывают, что если в качестве средства выведения рассматривать перспективную РН «Ангара-5В» с КВРБ, то полная заправленная масса МЛК составит 9 т при сухой массе около 4,7 т. Для сравнения сухая масса взлетного модуля ЛВПК Eagle, в котором располагался экипаж из двух астронавтов во время первой высадки на Луну, была в 2 раза меньше и составляла 2,2 т. Для перемещения экипажа к ЛБ и обратно потребуется только три РН тяжелого класса грузоподъемностью 37,5 т. Технологически и функционально МЛК с ЛЗМ и ЛЗК с ТБЗ имеют близкую конструкцию, что также способствует снижению стоимости на их разработку и производство. В перспективе, после освоения технологии получения топлива из местных ресурсов, например льда, добытого в кратерах Южного полюса Луны, можно будет отказаться от доставки к Лунной базе ЛЗМ. Это позволит сократить число потребных РН до двух, что дополнительно повысит эффективность предлагаемой ТС «Рывок-2».

THE TRANSPORT SYSTEM "RYVOK-2" TO ENSURE A PERMANENTLY INHABITED LUNAR BASE

R.F. Murtazin

rafail.murtazin@rsce.ru

RSC Energia named after S.P. Korolev

The transport system for moving the crew of the future permanently inhabited Lunar base is considered. The transport system is proposed to use a reusable lunar ship, cruising between the near-Earth orbital station and the lunar base.

АПРОБАЦИЯ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО АЛГОРИТМА АНАЛИЗА ТЕЛЕМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ СОСТОЯНИЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

О.И. Абанин

olegaban@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В статье рассмотрен способ решения задачи анализа телеметрической информации (ТМИ) о состоянии бортовых систем (БС) космического аппарата (КА) с помощью метода вейвлет-преобразования. Предложен алгоритм автоматизированной обработки ТМИ с целью обнаружения аномальных изменений в рядах значений телеметрических параметров (ТМП). Описаны способы выявления и устранения сбойных значений в ТМИ.

Получение необходимой информации для решения задач управления космическим полетом и в конечном итоге принятие решений по дальнейшему продолжению полета осуществляются в значительной степени в результате анализа телеметрической информации (ТМИ), получаемой с КА. ТМИ является наиболее полной, достоверной и оперативной информацией для определения текущего состояния КА, правильности выполнения программы полета, а также в определенной степени прогноза состояния бортовых систем (БС) на некоторую перспективу.

Для эффективного и надежного управления полетом КА, особенно с учетом увеличения сроков активного существования КА, усложнения их конструкции, числа телеметрических параметров, усложнения исполняемых задач КА и полетных операций (ПО), весьма актуальной задачей является автоматизация всех составных частей технологии процесса управления [1]. Это в значительной части относится и к анализу ТМИ в том числе и потому, что эта информация наиболее объемная, разнородная по физической природе, постоянно и разнонаправленно изменяется в процессе орбитального полета КА.

Диагностика аномалий в работе БС при управлении полетом КА происходит в НКУ. Под технической диагностикой аномалий в общем смысле следует понимать область знаний, охватывающую теорию, методы и средства определения технического состояния БС с выявлением локализованных аномалий в ТМП. Аномалия в работе БС — это локальное отклонение значений ТМП, находящееся в допустимых пределах, но не соответствующее номинальному среднестатистическому распределению величин ТМП и которое может иметь потенциальное развитие как НШС.

На сегодняшний день существует возможность и обоснованная необходимость использования интеллектуальных математических методов для решения задач анализа в процессе контроля при управлении полетом КА. Автоматизация контроля состояния КА для решения указанных задач возможна путем интеллектуализации алгоритма анализа ТМИ. Также существует стремление с помощью применения средств автоматизации выявить факт приближения значений ТМП к предельным значениям, возникновение которых фиксируется методом «допускового контроля» (основанного на превышении значения ТМП заданного определенного порога). Необходимо оперативно выявлять такие процессы изменения контролируемого ТМП, предшествующие возникновению потенциальной аномалии, которая на данный момент обнаруживается только в момент ее наступления.

Одним из предпочтительных методов интеллектуализации и автоматизации процесса анализа ТМИ КА является метод вейвлет-преобразования [2]. Он позволяет анализировать поступающую ТМИ таким образом, что получаем возможность детально и автоматизированно исследовать как наполнение ряда значений ТМП, рассматриваемого как «сигнал», так и время возникновения каких-либо изменений в ряде значений ТМП.

Литература

- [1] Донсков А.В., Мишурова Н.В., Соловьев С.В. Автоматизированная система контроля состояния космического аппарата // Вестник Московского авиационного института, 2018. Т. 25, №. 3.
- [2] Юр Т.В. Обзор применений вейвлет-преобразования в задачах интеллектуального анализа данных // Сборник научных трудов Харьковского университета Воздушных Сил. 2018. Вып. 4 (45).

APPROBATION OF AN AUTOMATED ALGORITHM FOR ANALYSIS OF TELEMETRIC PARAMETERS OF THE STATE OF ON-BOARD SYSTEMS OF THE SATELLITE**O.I. Abanin****olegaban@mail.ru**

Bauman Moscow State Technical University

The article describes a method for solving the problems of analysis of telemetric data (TMD) on the state of on-board systems (oBS) of a satellite using the wavelet transform parameter. The proposed algorithm for the automated processing of TMD in order to detect abnormal changes in the series of values of telemetric parameters (TMP). Describes how to eliminate and eliminate bad values in the TMD.

**КРИТЕРИИ ВЫБОРА МЕТОДА КЛАСТЕРИЗАЦИИ
ДЛЯ ИНТЕЛЛЕКТУАЛИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ КОНТРОЛЯ
ПРОЦЕССА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ ПОЛЕТОМ****Р.Р. Фролов****frolov.ruslan1996@gmail.com****С.В. Соловьев****sergey.soloviev@scsc.ru**

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Исследуются методы кластерного анализа телеметрической информации (ТМИ) космических аппаратов (КА) для задач контроля процесса управления космическим полетом. Обосновывается возможность автоматического определения момента возникновения предвестников нештатных ситуаций (НШС) в работе КА. Обоснованы критерии выбора метода кластеризации с учетом специфики интеллектуализированной системы контроля процесса управления космическим полетом.

Управление космическим полетом можно охарактеризовать как процесс управления параметрами состояния КА, направленных на достижение цели полета. Данные об этих параметрах получают по ТМИ, которая является наиболее полной и достоверной информацией о состоянии и функционировании КА. На основании анализа ТМИ формируются рекомендации по дальнейшему управлению космическим полетом. Кроме того, анализ ТМИ позволяет определить предысторию состояния КА и выполнение программы полета и в некоторой степени сделать прогноз состояния на некоторую перспективу.

Особенностью контроля полета современных КА является то, что он предполагает оценку значительного объема разнородных параметров состояния КА [1]. Кроме того,

для современных КА характерен ряд особенностей, таких как функциональное усложнение исполняемых задач и полетных операций, сложная и разнообразная конструкция, длительные сроки активного существования на орбите. В практике эксплуатации часто под контролем одной группы управления находится несколько КА.

Существующие современные методы анализа функционирования КА, хотя и выполняют свои функции, имеют ряд недостатков, среди которых можно выделить следующие: ограниченная автоматизация анализа, выполняемого в процессе контроля состояния работы бортовых систем КА и выполнения полетных операций, только на уровне допускового контроля [2] и отдельных алгоритмов, для заранее определенных НШС. В результате анализа, как правило, фиксируется факт уже свершившейся НШС, что в ряде случаев приводит к нежелательным последствиям для реализации программы полета КА. Большая часть анализа ТМИ возложена на человека, что приводит к значительным трудозатратам и критично к квалификации специалиста, а также потенциально, к ошибке в оценке состояния или так называемому человеческому фактору.

На сегодняшний день разработано большое количество математических методов, позволяющих обнаружить в огромном объеме данных ранее неизвестных, нетривиальных, практически полезных и доступных интерпретаций знаний, необходимых для принятия решений в различных сферах человеческой деятельности. Совокупность данных методов носит название «интеллектуальный анализ данных».

В данной работе изложено исследование применения одного из методов интеллектуализации контроля — кластерного анализа, направленного на определение момента возникновения предвестников НШС, позволяющего автоматически и заблаговременно определять ее потенциальное возникновение. Для кластерного анализа одной из ключевых позиций является определение метода кластеризации, выбор которого в значительной степени влияет на итоговые результаты анализа ТМИ. Сформулированы основные критерии выбора метода кластеризации, среди которых:

- возможность решения задачи анализа ТМИ в реальном масштабе времени;
- адекватность результатов, т. е. в процессе анализа ТМИ должны получаться достоверные данные, соответствующие реальному функционированию КА и его систем;
- заблаговременность определения предвестника возникновения НШС;
- автоматизированность проведения анализа ТМИ.

Представлено обоснование критериев выбора метода кластеризации для интеллектуализированной системы контроля процесса управления космическим полетом. Применение кластерного анализа уже положительно зарекомендовало себя как в технических, так и в социально-экономических приложениях и используется на практике. Однако в существующих системах контроля процесса управления космическим полетом математический аппарат кластерного анализа не применяется.

Учитывая вышеперечисленные особенности контроля полета современных КА, использование предлагаемого метода позволит автоматизировать процесс анализа ТМИ в части определения момента возникновения предвестников НШС и исключить человеческий фактор.

Литература

- [1] Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полетами: учеб. пособие: в 2 ч. Ч. 2. М.: МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. 426 с.
- [2] Назаров А.В., Козырев Г.И., Шитов И.В., Обрученков В.П., Древин А.В., Краскин В.Б., Кудряков С.Г., Петров А.И., Соколов С.М., Якимов В.Л., Лоскутов А.И. Современная телеметрия в теории и на практике: учебный курс. СПб.: Наука и техника, 2007. 672 с.

CRITERIA FOR CHOOSING A CLUSTERING METHOD FOR AN INTELLIGENT SPACE FLIGHT CONTROL PROCESS OF MONITORING SYSTEM

R.R. Frolov
R.V. Solov'yov

frolov.ruslan1996@gmail.com
sergey.soloviev@scsc.r

Bauman Moscow State Technical University

The methods of cluster analysis of telemetric information (TMI) of spacecraft (SC) for the tasks of monitoring the control process of space flight are investigated. The possibility of automatic determination of the moment of occurrence of precursors of emergency situations (NS) in the spacecraft operation is substantiated. The criteria for choosing the clustering method are justified taking into account the specifics of the intellectualized control system for the space flight control process.

ДВУХПУСКОВАЯ СХЕМА ПОЛЕТА К ЛУНЕ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ МКС В КАЧЕСТВЕ ПРОМЕЖУТОЧНОГО ПОРТА

Н.А. Чудинов
Р.Ф. Муртазин

nikita.chudinov@rsce.ru
rafil.murtazin@rsce.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

Двухпусковые схемы позволят реализовать транспортный поток к Луне с использованием ракет-носителей меньшей размерности. Элементы таких схем были отработаны в рамках американской программы Джемини. В данной работе выработана концепция двухпусковой схемы полета к Луне с применением опыта «быстрых» стыковок с МКС.

В последние годы в практике пилотируемых полетов все чаще используются «быстрые» схемы сближения. Начиная с 2012 г. по «быстрой» шестичасовой четырехвитковой схеме было проведено 28 стыковок космических кораблей (КК), из которых 18 стыковок пилотируемых КК «Союз». Успешная отработка этой схемы позволила подготовить и реализовать в 2018 г. двухвитковое сближение и стыковку на КК «Прогресс», что позволит начать отработку этой схемы в 2020 г. КК «Союз». Полет по «быстрой» схеме позволит экипажам КК стыковаться с МКС через 3 ч после выведения на орбиту. В перспективе рассматривается переход к сверхбыстрой одновитковой схеме.

Комфортные условия для экипажа при доставке на МКС являются лишь частью преимуществ «быстрой» стыковки, которая также позволит использовать двухпусковые схемы при полетах к лунной орбитальной станции (ЛОС). Так как двухпусковые схемы предполагают раздельный запуск КК и разгонного блока (РБ), они позволят реализовать эффективный транспортный поток к Луне при использовании ракет-носителей (РН) меньшей размерности. Разнесение запусков РН по времени и нахождение корабля в составе околоземной орбитальной станции (ОС) в ожидании успешного запуска разгонного блока (РБ) существенно увеличивают надежность двухпусковой схемы.

Первым примером успешной реализации двухпусковой схемы можно считать полет КК Джемини-10, в ходе которого было выполнено сближение с космическим аппаратом (КА) Аджена, представлявшим собой РБ со стыковочным узлом. После стыковки двигатели КА Аджена подняли апогей орбиты выше 700 км.

Первоначально лунная программа Аполлон, объявленная в США в 1961 г., рассматривалась по однопусковой схеме с использованием колоссальной ракеты Nova массой примерно 4500 т, сроки создания которой уходили далеко за 1970 г. Выведение на окололунную орбиту аппарата с возможностью посадки и старта с Луны предполагалось без промежуточных стыковок из-за отсутствия уверенности в их надежном проведении. Следующий проект предусматривал уже двухпусковую схему со стыковкой КК и РБ на околоземной орбите и непосредственную посадку и старт с Луны, что требовало меньшей по размерам ракеты, а стыковка на околоземной орбите при поддержке центра управления полетом (ЦУП) уже не казалась неординарной. Однако в 1962 г. по экономическим соображениям вновь вернулись к однопусковой схеме со стыковкой на окололунной орбите. Преимуществом двухпусковых схем полета к Луне остается существенное снижение стоимости миссии за счет применения РН среднего и тяжелого класса вместо сверхтяжелого класса [3]. Так потребная размерность РН может быть снижена в 2,5 раза.

Недостатком, ограничивающим использование таких схем, являются жесткие требования к окнам отлета к Луне, которые появляются примерно раз в 10 суток. В случае невозможности осуществить запуск РБ в срок потребуются досрочное прекращение полета КК. Использование околоземной ОС позволит разнести по времени пуски КК и РБ и снять жесткие требования по окнам отлета к Луне.

Другим недостатком является ограничение срока существования РБ на низкокипящих компонентах, что потребует проведения «быстрых» стыковок, опыт которых получен при сближении с МКС.

В работе выработана концепция сближения при реализации двухпусковой схемы полета к ЛОС. Сближение КК с РБ предлагается на орбите, коэллиптической МКС. Поскольку одновременное совпадение окна старта для отлета к Луне и условий для проведения «быстрого» сближения КК с РБ маловероятно, предлагается квазикомпланарное выведение РБ для совместного обеспечения этих условий.

В будущем двухпусковые схемы с использованием ОС могут быть востребованы для обеспечения перелетов многоразовых КК, например транспортной системы (ТС) «Рывок», от ОС к ЛС и обратно [4].

Литература

- [1] Makushenko Yu., Murtazin R., Derechin A., Zarubin D. The Cislunar Spaceport: an Effective Approach for the Crew Delivery to the Lunar Surface, IAC-17-A5.1.2, 68th International Astronautical Congress, Adelaide, Australia, 2017, 25–29 September.
- [2] Батурин Ю.М. Мировая пилотируемая космонавтика. История. Техника. Люди. М.: Изд-во «РТСофт», 2005.
- [3] Коптев Ю., Кузнецов Ю. Космос в открытом доступе // Военно-промышленный курьер. № 32 (598).
- [4] Murtazin R. New Generation Space Transportation System For Lunar Space Exploration Program, IAC-16, D2.4.7 // 67th International Astronautical Congress. Guadalajara, Mexico, 2016, 26–30 September.

TWO-WAY FLIGHT TO THE MOON USING THE ISS AS AN INTERMEDIATE PORT

N.A. Chudinov

nikita.chudinov@rsce.ru

R.F. Murtazin

rafail.murtazin@rsce.ru

RSC Energia named after S.P. Korolev

Two-start circuits will allow the transport stream to the moon to be implemented using smaller launch vehicles. Elements of such schemes were worked out as part of the American Gemini program. In this paper, we developed the concept of a two-start flight scheme to the moon using the experience of “fast” dockings with the ISS.

МЕТОДИКА УПРАВЛЕНИЯ ТРАНСПОРТНЫМ КОРАБЛЕМ НА ЭТАПЕ АЭРОТОРМОЖЕНИЯ ПРИ ВОЗВРАЩЕНИИ ОТ ЛУНЫ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ «ГИБРИДНОЙ» СХЕМЫ

М.Е. Первушин

pervushin_me@mail.ru

Р.Ф. Муртазин

rafail.murtazin@rsce.ru

РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

В данной работе рассмотрено управление летательным аппаратом на этапе аэроторможения в плотных слоях атмосферы при возвращении от Луны к околоземной орбитальной станции с использованием «гибридной» схемы. Для проведения статистического моделирования аэроторможения представлена методика получения параметров «случайной» атмосферы путем разложения плотности в ряд.

В настоящее время большое внимание в освоении космического пространства уделяется полетам к другим планетам, в частности к Марсу. Чтобы осуществить такой перелет, необходимо иметь ряд опорных технологий, которые возможно отработать при полетах к перспективной лунной орбитальной станции (ЛОС). Для осуществления полетов к этой станции требуется наличие надежной транспортной системы по доставке к Луне экипажа и грузов. На данный момент одним из перспективных вариантов является использование транспортной космической системы (ТКС) «Рывок», используемой для связи околоземной и окололунной станций.

Изначально в концепции такой ТКС предполагалось, что после прилета от Луны необходимо выполнить переход на орбиту околоземной станции с торможением 2-й космической скорости в атмосфере Земли с использованием многоразового щита.

На данный момент существует альтернативная вариация возвращения транспортного корабля (ТК) от Луны с использованием «гибридной» схемы. По ней ТК при возвращении к Земле, переходит на орбиту «ожидания», используя тормозной импульс. На этой орбите корабль дозаправляется с помощью заранее выведенного КА-«заправщика» и стыкуется с одноразовым аэродинамическим щитом. Впоследствии с помощью него осуществляется аэродинамическое торможение. При этом необходимо погасить скорость меньшую, чем вторая космическая.

Так как вследствие неточного знания параметров атмосферы невозможно осуществить выход космического корабля на орбиту околоземной станции с необходимой точностью, используется управление его движением в плотных слоях атмосферы.

В качестве управления использовалось изменение значения угла атаки от графика торможения скорости, который зависит от текущих параметров атмосферы.

Для проведения статистического моделирования было разработано программное обеспечение на языке Pascal в среде программирования Delphi7, для получения «случайной» атмосферы, при разложении плотности в ряд. С использованием этих данных получены результаты статистического моделирования управления движением ЛА в плотных слоях атмосферы.

Разложение распределения плотности в зависимости от времени полета было проведено на основе значений стандартной атмосферы. Оно описывается формулой

$$F(x) = \frac{a_0}{2} + \sum_{n=1}^s (k_1 a_n \cos nx + k_2 b_n \sin nx),$$

где a_0, a_n, b_n — коэффициенты Фурье, определяемые с учетом значений стандартной атмосферы; x — время полета; s — количество слагаемых; k_1, k_2 — случайные числа в диапазоне от 0 до 1, выбранные по равномерному закону.

Для подтверждения возможности использования приведенного выше разложения было проведено его сравнение с моделью атмосферы, разработанной в ЦНИИмаш для расчета движения корабля «Буран».

Результаты проведенного статического моделирования позволяют оценить точность выхода на целевую орбиту при использовании гибридной схемы.

TECHNIQUE OF CONTROLLING A TRANSPORT SHIP AT THE STAGE OF AIR BRAKING WHEN RETURNING FROM THE MOON USING A “HYBRID” SCHEME

M.Ye. Pervushin
R.F. Murtazin

pervushin_me@mail.ru
rafail.murtazin@rsce.ru

RSC Energia named after S.P. Korolev

In this paper, the control of the aircraft at the stage of air braking in dense layers of the atmosphere when returning from the Moon to the near-Earth orbital station using a “hybrid” scheme is considered. To carry out statistical modeling of aerobraking, a technique is presented for obtaining the parameters of a “random” atmosphere by expanding the density in a row.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПАРАМЕТРОВ ВЗАИМНОГО ПОЛОЖЕНИЯ ТРАНСПОРТНОГО КОРАБЛЯ И ОРБИТАЛЬНОЙ СТАНЦИИ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ ИСКУССТВЕННОЙ НЕЙРОННОЙ СЕТИ

С.А. Кузин
Д.В. Павлов

seregaak3@gmail.com

ПАО «РКК Энергия» им. С.П. Королёва

Стадия сближения и стыковки транспортного корабля (ТК) является важнейшей в процессе полета. На сегодняшний день продолжается поиск эффективного метода определения параметров относительного движения ТК и некооперируемого объекта. В данной

статье будет рассмотрено решение данной задачи с использованием последних достижений в области машинного обучения и искусственных нейронных сетей (ИНС).

В процессе сближения и стыковки транспортного корабля и международной космической станции (МКС); все запланированные маневры и операции совершаются транспортным кораблем, который называется активным объектом, в то время как МКС является пассивным объектом (или другими словами — неоперируемым по отношению к ТК). Ведущие космические мировые агентства используют различные подходы к методам организации процесса сближения и стыковки космических кораблей, но существует одна общая особенность — это использование принципа триады. Суть принципа заключается в следующем. Первая часть триады, использующая спутниковые навигационные системы (ГЛОНАСС, GPS), осуществляет взаимный поиск объектов. Вторая — пересылает координаты пассивного объекта активному, благодаря чему появляется возможность сократить дистанцию между объектами. Третья часть триады может быть представлена различными радиотехническими (система «КУРС»), оптическими, лазерными (лидары) средствами. Эта часть осуществляет окончательную стыковку двух объектов в виде операции причаливания [1]. Основной задачей подобных систем является задача определения параметров взаимного положения и ориентации активного и пассивного объектов.

На транспортном корабле для контроля процесса сближения и стыковки устанавливается телевизионная камера, что делает возможным использование видеоизображения, получаемого с этой камеры, для определения параметров относительного движения ТК и МКС. На сегодняшний день проводились многочисленные исследования в области обработки видеоизображения с целью вычисления параметров взаимного положения и ориентации космических объектов. Группа отечественных разработчиков предложила создание комплекса [2] для автоматического мониторинга стыковки космического корабля с орбитальной станцией по видеоинформации. В еще одной работе [3] рассматривается вопрос информационно-измерительных систем телевидения и в частности способы определения углов рысканья и тангажа активного и пассивного объектов.

В последние годы в области машинного обучения, особенно компьютерного зрения, произошли революционные изменения, связанные с теорией глубокого обучения. При таком подходе обучается глубокая (многослойная) искусственная нейронная сеть. Для обучения сети требуется огромный набор данных, но итоговый результат позволяет добиться высоких показателей точности. В связи с технологическим прорывом в области искусственных нейронных сетей, их применение для определения параметров относительного движения объектов представляется перспективным методом и создает предпосылки для создания системы на основе ИНС для решения поставленной задачи.

Предлагаемая система обрабатывает изображение, получаемое с телевизионной камеры транспортного корабля. Входными данными является матрица пикселей, соответствующих текущему кадру видеосигнала. Размерность матрицы совпадает с разрешением камеры. Первичная обработка входной информации осуществляется с помощью сверточного слоя. Использование сверточной технологии обусловлено, прежде всего, устойчивостью сверточных нейронных сетей (СНС) к масштабированию, вращению, изменению освещенности и иным искажениям изображения. СНС позволяет установить признаки между элементами и избавиться от шумов на изображении. В сочетании со сверточным предлагается использовать подвыборочный слой (технология Max-Polling), который решает две задачи. Во-первых, проводится уплотнение изображения до меньшей размерности, благодаря тому что сверточный слой выявил определенные признаки на изображении и для последующей обработки столь подробное изображение не требуется. Во-вторых, подвыборочный слой частично решает проблему переобучения, когда сеть начинает запоминать данные из обучающей выборки.

Помимо сверточного слоя, архитектура нейронной сети включает рекуррентный слой (технология LSTM — long short-term memory — долгая краткосрочная память). Данная технология используется для оценки текущего кадра видеоизображения на основе информации, полученной при обработке предыдущих кадров.

Завершающим слоем будет обычный полносвязный слой, выходы которого соответствуют искомым параметрам относительного движения пассивного и активного объектов.

Достоинством предлагаемой системы является отсутствие необходимости в наличии каких-либо дополнительных средств на пассивном. Для обеспечения работы системы требуется наличие телевизионной камеры и соответствующего программно-го обеспечения, установленного на аппаратном оборудовании ТК.

При подготовке и сопровождении полета транспортного корабля применяется система компьютерной генерации изображений (СКГИ), которая используется для создания визуальной обстановки, наблюдаемой в телевизионную камеру ТК, с учетом ее технических характеристик. Большое внимание уделяется созданию качественных и в требуемой мере детализированных трехмерных моделей для СКГИ [4]. Таким образом, в нашем распоряжении имеется инструмент, позволяющий сгенерировать необходимый объем данных для создания обучающей и тестовой выборки, что является одним из ключевых факторов для успешного проектирования и тестирования искусственной нейронной сети.

Выводы. В представленном материале рассматривается метод определения параметров относительного движения ТК на этапе стыковки и причаливания с помощью искусственной нейронной сети. Основываясь на имеющихся технологиях и наличии набора данных для обучения и тестирования искусственной нейронной сети, предлагается проектирование системы, способной решать задачи определения параметров относительного движения ТК в условиях космического полета.

Литература

- [1] Система «Курс-А» — 15 лет безопасности стыковок с МКС // NIITP.RU: научно-исследовательский институт точных приборов. 2016. URL: <http://www.niitp.ru/arhiv-news/304-sistema-lkurs-ar-15-let-bezopasnyh-stykovok-s-mks> (дата обращения 03.10.2019г.).
- [2] Богуславский А.А., Сазонов В.В., Соколов С.М., Смирнов А.И., Сайгираев Х.У. Автоматический мониторинг стыковки космического корабля с орбитальной станцией по видеоинформации. М.: Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша, 2004.
- [3] Сагдулаев Ю.С., Ковин С.Д., Сагдулаев Т.Ю., Смирнов А.И. Информационно-измерительные системы телевидения. М.: Спутник+, 2013.
- [4] Толоч А.В., Бронников С.В., Павлов Д.В., Кузин С.А., Разумовский А.И., Ромакин В.А., Локтев М.А., Плаксин А.М. Разработка трехмерных моделей для учебно-тренировочных средств космического комплекса // Космическая техника и технологии. 2019. № 3 (26). С. 57–65.

DETERMINATION OF SPACECRAFT AND ORBITAL STATION MUTUAL POSITIONS

S.A. Kuzin
D.V. Pavlov

seregaak3@gmail.com

RSC Energia named after S.P. Korolev

Stage of rapprochement and docking TC is the most important in the process of flight. Today, the search continues for an effective method for determining the parameters of the relative motion

of the TC and the non-cooperative object. This article will address the solution to this problem using the latest advances in machine learning and artificial neural networks (ANNs).

ОПЕРАТИВНАЯ ОЦЕНКА СОСТОЯНИЯ БОРТОВЫХ СИСТЕМ ДОЛГОВРЕМЕННЫХ ОРБИТАЛЬНЫХ СТАНЦИЙ

А.И. Спири

Alexander.Spirin@sfo.ru

ПАО «РКК Энергия» им. С.П. Королёва

Рассматривается проблема контроля полета долговременных орбитальных станций (ДОС), в частности особенности контроля в реальном масштабе времени и оценки состояния бортовых систем модулей, как структурных элементов ДОС.

Контроль полета космических аппаратов (КА) является неотъемлемой частью процесса управления и позволяет получать объективное представление о фактическом состоянии и функционировании бортовых систем КА, о степени выполнения ими поставленных задач, о реагировании на управляющие воздействия. В процессе контроля решаются, как правило, две основные задачи, первая из которых — составление по текущим данным прогноза о способности КА и экипажа выполнять задачи полета, а вторая, не менее важная, — своевременное распознавание неисправности на борту КА и принятие адекватных мер по ее устранению в возможно короткие сроки. По информации, получаемой в процессе контроля, также судят о правильности и эффективности действий, выполняемых системой управления КА [1].

Контроль полета осуществляется:

- на борту КА — экипажем и бортовым комплексом автоматического управления (БКАУ) с использованием многоуровневых алгоритмов контроля и управления бортовыми системами;

- в центре управления полетами — персоналом управления с использованием средств наземного комплекса управления КА.

Составными частями контроля являются оперативный контроль, оперативная оценка и анализ полетных данных [2].

Суть оперативного контроля состоит в сравнении фактических значений (состояний) контролируемых параметров с допустимыми или ожидаемыми значениями (состояниями) с выработкой заключения о том, находятся ли эти параметры в допустимых пределах или выходят за них.

По совокупности относящихся к той или иной бортовой системе КА контролируемых параметров проводится оперативная оценка состояния бортовой системы в целом и формируется суждение о ее способности обеспечить дальнейшее выполнение программы полета. При выявлении отклонения в состоянии бортовой системы проводится распознавание неисправности и ее соотнесение с перечнем расчетных нештатных ситуаций с выполнением соответствующих, заранее предусмотренных действий по парированию ситуации и восстановлению работоспособности бортовой системы.

Анализ полетных данных направлен на детальное изучение выявленных фактов по состоянию бортовых систем, на наличие взаимосвязи (взаимовлияния) контролируемых параметров и выполняется, как правило, в просроченном времени. Предметом исследования являются или причины выявленных неисправностей или текущий статус бортовых систем с целью составления прогноза их функциональности на последующий период. При анализе неисправностей сопоставляются одновременно

возникшие изменения различных параметров состояния КА, дающие возможность генерировать плодотворные гипотезы относительно возможных причин выявленной аномалии и, как следствие, выработки решений по ее устранению.

В зависимости от решаемых задач КА различаются по составу бортовых систем, по срокам существования, по возможностям обслуживания и ремонта в процессе полета, а также создания из отдельных КА единых комплексов.

Характерной особенностью ДОС является длительный срок эксплуатации бортовых систем входящих в их состав модулей. Очевидно, что резервирование бортовых систем ДОС должно быть обоснованным и обеспечивать выполнение соответствующих функций при отказе в течение заданного времени, потребном для замены на элементы из бортового ЗИП или для менее критичных элементов — после их доставки с Земли. Это вызывает необходимость профилактического обслуживания бортовых систем, периодической проверки работоспособности неиспользуемых элементов, планирования и реализации ремонтно-восстановительных работ для замены агрегатов вышедших из строя или переработавших назначенный ресурс в значительной степени.

Принцип обслуживаемости, применяемый на долговременных орбитальных станциях, дает возможность снизить уровень резервирования отдельных бортовых систем и проводить замену их элементов по отказу. В задачи контроля бортовых систем, работающих до отказа, входит своевременное распознавание неисправности в бортовой системе, а затем — ее локализации до сменного элемента.

Качество контроля КА зависит от объема и периодичности поступающих с него данных. Объективные ограничения по передаче данных с борта КА сужают возможности ЦУП по контролю состояния КА, а также по анализу причин, вызвавших неисправности и отказы.

В работе рассмотрены особенности оперативного контроля и оценки состояния отдельных бортовых систем модулей долговременных орбитальных станций. Особое внимание уделено распределению функций оперативного контроля между бортовой автоматикой, экипажем и персоналом управления.

Литература

- [1] Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полетами: в 2 ч. / под общ. ред. Л.Н. Лысенко. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010. Ч. 2. 426 с.
- [2] Спирин А.И. Анализ полетных данных как основа для принятия операционных решений по эксплуатации долговременных орбитальных станций // Вестник Московского авиационного института. 2018. Т. 25, № 2. С. 139–151.

OPERATIONAL ASSESSMENT OF ONBOARD SYSTEMS LONG-TERM ORBITAL STATIONS

A.I. Spirin

Alexander.Spirin@sfoc.ru

S.P. Korolev Rocket and space corporation “Energia”

The problem of monitoring the flight of long-term orbital stations (DOS) is considered, in particular, features of real-time monitoring and assessment of the state of onboard systems of modules as structural elements of DOS.

МЕТОДИКА БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ ОЦЕНКИ ПАРАМЕТРОВ ВЫПОЛНЕННОЙ КОРРЕКЦИИ ПРИ ПОЛЕТАХ В ТОЧКУ ЛИБРАЦИИ L_2 СИСТЕМЫ СОЛНЦЕ – ЗЕМЛЯ

И.С.Беляев

В.Г.Лаврентьев

lvlg@mcc.rsa.ru

АО «ЦНИИмаш»

В состав баллистических задач, решаемых в процессе управления полетом космического аппарата (КА) в точку либрации L_2 системы Солнце – Земля входит задача баллистической оценки коррекции траектории полета КА по итогам ее выполнения. Эта задача рассматривается в следующей постановке.

Заданы:

ic^b , ic^e — начальные условия движения КА в инерциальной системе координат до и после выполнения коррекции;

$eng^{sp} = \{tr^{exp}, tr^{sp}, tr^{err}\}$ — характеристики двигательной установки (ДУ), где tr^{exp} — ожидаемая (расчетная) сила тяги ДУ при выдаче корректирующего импульса, tr^{sp} — удельная тяга ДУ, tr^{err} — погрешность силы тяги по модулю при выдаче импульса (обычно задается в процентном отношении к tr^{exp});

$eng^{func} = \{(t_n^h, t_n^k, q_n)\}_{1,N}$ — параметры работы ДУ при выполнении коррекции, где N — количество включений ДУ при выполнении коррекции траектории КА, (t_n^h, t_n^k, q_n) — характеристики n -го корректирующего импульса, t_n^h , t_n^k — моменты времени включения, выключения ДУ, q_n — кватернион фиксированной ориентации КА, $n = 1, \dots, N$; m — масса КА перед выполнением коррекции.

Требуется:

определить множество фактических значений силы тяги (фактическую конфигурацию силы тяги ДУ) $\{tr_n^{fact}\}_{1,N}$, которые выдавала ДУ в каждом включении при выполнении коррекции. На основе фактической конфигурации силы тяги ДУ могут быть рассчитаны приращения вектора скорости КА при каждом включении ДУ при выполнении коррекции.

Предлагаемая методика основана на методе имитационного моделирования [1], основное содержание которого сводится к выполнению трех этапов работ: разработке имитационной модели, планированию и проведению вычислительного эксперимента с ней, переносу результатов моделирования на объект исследования.

Под имитационной моделью процесса движения КА при выполнении коррекции траектории (ИМ) понимается компьютерная программа, которая позволяет рассчитывать (прогнозировать) вектора состояния КА на произвольные моменты времени с учетом начальных условий движения КА, ic^b , характеристики ДУ (eng^{sp}), параметров работы ДУ при выполнении коррекции (eng^{func}). В основе ИМ лежат системы дифференциальных уравнений, описывающих движение центра масс КА в заданном поле сил [2].

Вычислительный эксперимент (ВЭ) с ИМ сводится к следующему. Выполняются многократные прогоны ИМ с различными конфигурациями силы тяги. В результате

каждого прогона рассчитывается вектор состояния КА на момент времени привязки начальных условий после коррекции $(ic^e) - rv_i^e$, $i = 1, \dots, l$, где l — количество прогонов ИМ. Из множества $RV^t = \{rv_i^e\}_{1,l}$ выбирается такой вектор состояния rv_i^e , который «ближе» других к ic^e . В качестве критерия «близости» выбран модуль разности векторов скорости (отклик ИМ). Далее конфигурация силы тяги, соответствующая rv^e , принимается в качестве оценки фактической конфигурации силы тяги ДУ $\{tr_n^{fact}\}_{1,N}$.

В общем виде предлагаемая методика может быть описана следующими шагами:

- 1) разрабатывается ИМ;
- 2) устанавливаются входные данные ИМ, определяются уровни изменения силы тяги ДУ, рассчитывается множество конфигураций силы тяги;
- 3) выполняются многократные прогоны ИМ на множестве конфигураций силы тяги ДУ и рассчитывается множество откликов ИМ;
- 4) отыскивается минимальный отклик и соответствующая ему конфигурация силы тяги ДУ, которая и принимается за фактическую конфигурацию силы тяги ДУ $\{tr_n^{fact}\}_{1,N}$;

5) на основе фактической конфигурации силы тяги ДУ $\{tr_n^{fact}\}_{1,N}$ рассчитываются приращения скорости КА при каждом включении ДУ в процессе выполнения коррекции.

Приводятся результаты сравнительной оценки с некоторыми известными методами решения задачи баллистической оценки выполненной коррекции.

Литература

- [1] Кельтон В., Лоу А. Имитационное моделирование. Классика CS. 3-е изд. СПб.: Питер; Киев: Издательская группа ВНУ, 2004. 847 с.
- [2] Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов. М.: Дрофа, 2004. 544 с.

METHODOLOGY FOR BALLISTIC ESTIMATION OF THE PARAMETERS OF THE CORRECTION PERFORMED DURING FLIGHTS TO THE LIBRATION POINT L_2 OF THE SUN-EARTH SYSTEM

I.S. Belyayev

V.G. Lavrent'yev

lvlg@mcc.rsa.ru

JSC "TsNIIMash"

The composition of ballistic tasks that are solved in the process of controlling the flight of a spacecraft (SC) to the libration point L_2 of the Sun-Earth system includes the task of ballistic assessment of the correction of the trajectory of the SC based on the results of its implementation. This problem is considered in the following statement.

СИСТЕМНЫЙ ПОДХОД К РЕАЛИЗАЦИИ НАВИГАЦИОННО-БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ТЕХНОЛОГИЙ В ПРАКТИКЕ УПРАВЛЕНИЯ КА

В.В. Бетанов¹

betanov_vv@spacecorp.ru

В.В. Корянов²

vkoryanov@bmstu.ru

¹АО «Российские космические системы»

²МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматривается системный подход к анализу навигационно-баллистического обеспечения (НБО) управления испытаниями и эксплуатацией космических аппаратов (КА). Выделяются ключевые элементы НБО, а именно: технологические характеристики НБО, последовательная структурно-параметрическая оптимизация моделей в едином технологическом цикле (ТЦ), решение некорректных и обобщенно некорректных задач, обобщение структурных свойств измерительных задач в объект-системе «задача НБО – инструмент решения (АС НБО)». Анализируются примеры решения задач определения параметров движения в нестандартных условиях.

Системам навигационно-баллистического обеспечения (НБО) управления космическими аппаратами (КА) как множеству элементов, находящемуся в отношениях и связях друг с другом и образующих определенную целостность и единство, присущи закономерности их развития и функционирования, которые, в свою очередь, характеризуют принципиальные особенности построения, функционирования и развития сложных систем любой природы.

В общем, разнообразные закономерности автоматизированных систем (АС) НБО условно можно подразделить на четыре следующие группы [1, 2]: 1) взаимодействия части и целого, 2) коммуникативности и иерархичности систем, 3) осуществимости систем, 4) развития систем.

Исследования отмеченных закономерностей позволяет отнести АС НБО к классу по меньшей мере сложных систем, а при решении ряда проблем и задач — к классу больших систем.

Как известно, сложные системы, вообще и АС НБО в частности характеризуются большим числом элементов и внутренних связей, их неоднородностью и разнокачественностью, структурным разнообразием, выполнением сложных функций или ряда функций. Компоненты сложных систем могут рассматриваться как подсистемы, каждая из которых может быть детализирована еще более простыми подсистемами и т. д. до тех пор, пока не будет получен элемент. Поэтому обычно к сложным системам относят системы, в модели которых недостаточно информации для эффективного управления этими системами.

В докладе рассматривается исследования с системных позиций реализации навигационно-баллистических технологий в практике управления КА по следующим направлениям:

1) технологические основы навигационно-баллистического обеспечения (НБО) испытаний и применения КА;

2) последовательная структурно-параметрическая оптимизация моделей в едином технологическом цикле (ТЦ) НБО оперативного управления КА;

3) влияние навигационно-баллистического обеспечения на характеристики космических аппаратов и космических систем (КС);

4) некорректные и обобщенно некорректные задачи навигационно-баллистического обеспечения испытаний и применения КА;

5) обобщение структурных свойств измерительных задач в объект-системе «задача НБО – инструмент решения (АС НБО)»;

6) перспективные технологии НБО управления КА (КС).

В значительной мере уделено внимание реализации новых технологий навигационно-баллистического обеспечения управления КА в объекте общего предназначения — баллистическом центре НАКУ.

Формализация функционирования системы АС НБО предполагает необходимость введения в рассмотрение по аналогии с АСУ космических полетов (КП) понятий технологической операции (ТО) и технологического цикла (ТЦ), под которыми понимается следующее:

ТО — суть действий, выполняемых над массивом данных, принадлежащих одному КА (по существу, это операции по подготовке, решению навигационно-баллистических задач (НБЗ) и контролю результатов решения);

ТЦ — целенаправленная упорядоченная совокупность ТО, каждая из которых связана определенным отношением по крайней мере еще с одной ТО.

К ТЦ предъявляются жесткие требования по точности решения НБЗ и оперативности получения результатов как отдельных задач, так и выполнения ТЦ в целом. Обычно, ТЦ принято подразделять на оперативную и неоперативную части.

Выполняемые работы по НБО управления одиночным аппаратом или некоторой совокупностью КА в течение заданного опорного промежутка времени (например, в течение суток) объединяются в оперативный (в частности, суточный) план. При этом оперируют понятием «технологический процесс».

В процессе выполнения оперативного плана могут возникать ситуации, в которых, с одной стороны, обнаруживается резкое противоречие между планом и реальным ходом ТЦ, с другой — у оператора отсутствуют четкие представления о том, что необходимо сделать для ликвидации последствий отклонения от плана. При этом возможны два случая отклонений такого рода.

В первом оператору вообще неизвестны способы действий, поскольку подобная нештатная ситуация не встречалась ранее в его личном опыте и не предусмотрена инструкцией.

Во втором, несмотря на необычность ситуации, в распоряжении оператора имеются отдельные приемы управления, комбинация которых дает возможность решить задачу (так называемая «плановая или рассмотренная нештатная ситуация»).

При реализации ТЦ НБО изучается управление банком знаний (алгоритмы решения задач, методы проектирования, технические, управленческие решения, системы управления развитием, ключевые заделы в области НБО и т. п.) как ключевым элементом системы управления навигационно-баллистическими знаниями. Особое место занимает при этом так называемая карта навигационно-баллистических знаний, представляющая собой инструмент для организации и представления знаний и не в последнюю очередь включающая направления обоснованных технологических «переходов» от одной технологической операции к другой в ТЦ НБО, в том числе в нештатных ситуациях.

Особое место в практике проектирования и эксплуатации комплексов НБО управления КА занимают вопросы обобщения структурных свойств измерительных задач на основе рассмотрения объект-системы «задача НБО-инструмент решения — АС НБО». При этом для эффективного анализа обобщенных свойств наблюдаемости и идентифицируемости может быть использовано понятие информационной производной теории ультрасистем и ультраоператоров А.В. Чечкина [3, 4].

Анализируются примеры решения задач определения параметров движения в нестандартных условиях (например, при нестандартной выборке измерений), а также уточнения согласующих коэффициентов, как параметров математической модели движения различных типов КА, на основе использования обобщенных структурных свойств измерительных задач.

Литература

- [1] Тюлин А.Е., Бетанов В.В. Системный анализ навигационно-баллистического обеспечения в практике применения передовых космических технологий // Тез. докл. XXIV Междунар. науч. конф. «Системный анализ, управление и навигация». Крым, г. Евпатория, 30 июня — 7 июля 2019 г. С. 16–17.
- [2] Тюлин А.Е., Бетанов В.В., Кобзарь А.А. Навигационно-баллистического обеспечения полета ракетно-космических средств. Кн. 1: Методы, модели и алгоритмы оценивания параметров движения. М.: Радиотехника, 2018. 479 с.
- [3] Тюлин А.Е., Бетанов В.В., Юрасов В.С., Стрельников С.В. Навигационно-баллистического обеспечения полета ракетно-космических средств. Кн. 2: Системный анализ НБО. М.: Радиотехника, 2018. 487 с.
- [4] Бетанов В.В., Корянов В.В. Концепция обобщения структурных свойств измерительных задач при навигационно-баллистическом обеспечении космического аппарата // Известия высших учебных заведений. Сер. Машиностроение. 2018. № 7 (700). С. 92–99.

SYSTEM APPROACH TO IMPLEMENTATION OF NAVIGATION-BALLISTIC TECHNOLOGIES IN PRACTICE OF SC

V.V. Betanov¹

betanov_vv@spacecorp.ru

V.V. Koryanov²

vkoryanov@bmstu.ru

¹JSC “Russian space systems”²Bauman Moscow State Technical University

A systematic approach to the analysis of navigation and ballistic support (NSS) for testing and operating spacecraft (SC) is considered. The key elements of NBO are distinguished, namely: technological characteristics of NBO, sequential structural and parametric optimization of models in a single technological cycle (TC), the solution of incorrect and generalized incorrect tasks, a generalization of the structural properties of measurement problems in the object-system “NBO problem-solving tool (AS NBO)”. Examples of solving problems of determining motion parameters in non-standard conditions are analyzed.

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ ИНФОРМАЦИИ ОТ КОРРЕЛЯЦИОННО-ФАЗОВЫХ ПЕЛЕНГАТОРОВ «РИТМ-М» ПРИ ОПРЕДЕЛЕНИИ ПАРАМЕТРОВ ДВИЖЕНИЯ ЦЕНТРА МАСС КА ДАЛЬНОГО КОСМОСА

Е.В. Казурова

А.Ю. Кустодов

В.С. Паненко

pan87victor@mail.ru

АО «ЦНИИмаш»

Одним из средств, применяемых при навигационном обеспечении полетов КА, является беззапросное радиотехническое средство — корреляционно-фазовый пеленгатор типа «Ритм-М». Область его применения традиционно ограничена диапазоном высот, соответствующим геостационарной орбите. В результате практического эксперимента показана возможность решения задачи определения орбиты КА, находящегося на от-летной траектории при дальности от Земли свыше 40 000 км.

При рассмотрении схем полета КА, размещенных на ГСО и ВЭО, а также для КА дальнего космоса возникает необходимость оперативной оценки выведения КА до включения навигационных приемников сигналов от КА группировок GPS/ГЛОНАСС или начала вхождения КА в зоны радиовидимости наземных средств наблюдения.

Особый случай представляет обработка измерительной информации на начальном участке полета КА дальнего космоса с целью получения оперативной оценки начальных условий движения центра масс КА после отделения от разгонного блока и формирования параметров отлетной траектории. Примером получения такой оценки является проведение цикла измерений направляющих косинусов корреляционно-фазового пеленгатора (КФП) «Ритм» при обеспечении полета КА «Спектр-РГ» в первые сутки его полета.

В результате исследований был проведен анализ использования угловых измерений корреляционно-фазового пеленгатора. Показано, что использование измерений направляющих косинусов от КФП «Ритм-М» может повышать оперативность расчетов на начальном участке полета КА с учетом приращения дальности КА от Земли с 5500 до 135 000 км на мерном интервале средств КФП. Также показано, что получение навигационной информации от этих средств согласно разработанному плану проведения измерений позволяло производить их обработку практически в режиме поступления в реальном времени. Данное преимущество будет особенно актуальным для формирования достоверных экспресс-оценок параметров транслунных траекторий КА «Луна-Глоб», «Луна-Ресурс» и принятия оперативного решения о проведении коррекций орбит на этом участке.

Дополнительно показано, что совместная обработка информации различного типа с учетом измерений КФП «Ритм» позволяет упростить идентификацию оптической измерительной информации по КА на начальном участке пассивного полета.

ESTIMATION OF EFFICIENCY OF USE OF MEASURING INFORMATION FROM CORRELATION-PHASE DIRECTORS "RHYTHM-M" IN DETERMINING THE PARAMETERS OF MOTION OF THE CENTER OF MASSES OF FAR COSMOS

Ye.V. Kazurova

A.Yu. Kustodov

V.S. Panenko

pan87victor@mail.ru

JSC "TsNIIMash"

One of the tools used in the navigation support of spacecraft flights is a non-demanding radio equipment — a correlation-phase direction finder of the "Rhythm-M" type. Its field of application is traditionally limited by a range of heights corresponding to a geostationary orbit. As a result of a practical experiment, the possibility of solving the problem of determining the orbit of a spacecraft located on the take-off trajectory at a distance from the Earth above 40,000 km was shown.

АЛГОРИТМ АВТОМАТИЗИРОВАННОГО ПОСТРОЕНИЯ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ БОРТОВОЙ СИСТЕМЫ ПИЛОТИРУЕМОГО КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ «СОЮЗ»

Н.В. Лебедева

trigonella@mail.ru

С.В. Соловьев

sergey.soloviev@scsc.ru

ПАО РКК «Энергия»

Проведен анализ существующих методов оперативной оценки состояния и функционирования бортовых систем пилотируемых космических кораблей (ПКК) «Союз». С учетом выявленных недостатков сформулированы требования к автоматизации данных методов. Предложен алгоритм автоматизированного формирования математической модели для отдельной бортовой системы ПКК. Проведена апробация алгоритма на примере магистрали теплоносителя системы обеспечения теплового режима.

Методы контроля состояния ПКК, используемые в практике управления полетами, позволяют оперативно, в темпе поступления телеметрической информации (ТМИ), оценивать состояние и функционирование бортовых систем ПКК, что в свою очередь позволяет определять степень реализации программы полета [1]. В результате на текущий временной срез определяется величина значений телеметрических параметров (ТМП) и на основании данной информации формируется заключение о состоянии ПКК в целом. Также эксплуатация ПКК характеризуется наличием целого ряда режимов и полетных операций, при которых состояние бортовых систем ПКК изменяется, что является причиной появления трендов значений ТМП, которые также являются характеристикой состояния и функционирования бортовых систем ПКК.

В процессе осуществления контроля при управлении полета ПКК реализуется задача анализа поступающей ТМИ. В настоящее время данная процедура осуществляется специалистами группы управления с использованием ограниченных средств автоматизации, поэтому результат анализа в первую очередь зависит от уровня подготовки специалиста, опыта его работы и других факторов. Такой подход имеет свои достоинства и очевидные недостатки. Основные недостатки характерные для существующих технологии анализа ТМИ ПКК описываются более детально.

Внедрение элементов автоматизации в процесс анализа ТМИ является наиболее действенным способом не только устранения недостатков и исключения зависимости от человеческого фактора, но также позволяет повысить уровень понимания процессов происходящих в бортовых системах ПКК как при скоротечных, так и при длительных режимах и полетных операциях. Для этого предлагается использовать математический аппарат, основанный на статистической обработке ТМИ, позволяющий создавать модель [2] поведения процессов в бортовой системе ПКК.

На основании статистических данных, для контролируемых ТМП одной бортовой системы формируется решающая функция, которая позволяет оценить изменение совокупности ТМП. Каждый ПКК имеет свои особенности, связанные со сборкой корабля, погодными условиями на старте и др., они могут влиять на величину нормальных отклонений при функционировании ПКК. Для автоматизации построения математической модели предлагается ввести возможность варьирования коэффициентами решающего уравнения с целью подбора оптимальной решающей функции, позволяющей точнее определять состояния контролируемой бортовой системы ПКК.

Наличие модели поведения процесса в бортовой системе ПКК дает возможность оперативно обнаруживать ненормальный/нехарактерный тренд в изменении значения ТМП для дальнейшего анализа и выявления аномалии. Существующий метод

контроля дает возможность выявлять явные тренды, которые присущи не всем бортовым системам, в то время как часть аномалий может быть выявлена ранее.

Автоматизированное построение математической модели бортовой системы ПКК позволит в практически сразу после начала полета иметь возможность использовать математическую модель для оценки поступающей ТМИ и, соответственно, сократить время, которое затрачивается на выявление аномалии.

В работе представлены примеры апробации алгоритма автоматизированного [3] формирования математической модели на основе оценки состояния магистрали теплоносителя системы обеспечения теплового режима ПКК с использованием архивной ТМИ.

Литература

- [1] Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полетами: учеб. пособие: в 2 ч. / под общ. ред. Л.Н. Лысенко. М.: Изд-во МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2009.
- [2] Griewank A., Walther A. Principles and Techniques of Algorithmic Differentiation, Second Edition // SIAM. 2008. Pp. 31–59.
- [3] Гребенюк Е.А., Логунов М.Г., Никифоров И.В. Системы управления испытаниями на широкополосную случайную вибрацию (ШСВ): два подхода к синтезу алгоритмов // Автоматика и телемеханика. 1995. № 11. С. 7–30; Autom. Remote Control. 1995. Vol. 56 (11). Pp. 1511–1528.

THE ALGORITHM FOR THE AUTOMATED CONSTRUCTION OF A MATHEMATICAL MODEL OF THE ON-BOARD SYSTEM OF THE SOYUZ MANNED SPACECRAFT

N.V. Lebedeva
S.V. Solov'yev

trigonella@mail.ru
sergey.soloviev@scsc.ru

S.P. Korolev Rocket and space corporation "Energia"

The analysis of existing methods for the operational assessment of the state and functioning of the on-board systems of manned spacecraft (PAC) "Soyuz". Given the identified shortcomings, the requirements for the automation of these methods are formulated. An algorithm for the automated formation of a mathematical model for a separate on-board PAC system is proposed. The algorithm was tested using the example of a heat-transfer medium of a system for providing thermal conditions.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ СЕТЕВЫХ ПОДХОДОВ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ БНО УПРАВЛЕНИЯ ШИРОКОМАСШТАБНЫМИ КОСМИЧЕСКИМИ СИСТЕМАМИ

М.М. Матюшин
А.Ю. Кутоманов

kutomanov@mcc.rsa.ru

АО «ЦНИИмаш»

В настоящее время активно воплощаются в жизнь идеи создания крупномасштабных космических систем, обеспечивающих представление услуг бесперебойной связи в любой точке земного шара. Вместе с этим практика показывает, что для обеспечения

управления постоянно расширяющейся орбитальной группировкой КА существующие методы баллистико-навигационного обеспечения (БНО) управления полетом требуют значительной модернизации.

Серьезность намерений по развертыванию таких систем подтверждается двумя успешными запусками: 28 февраля 2019 г. — 6 космических аппаратов (КА) спутниковой системы OneWeb и 24 мая 2019 г. — 60 (КА) спутниковой системы Starlink. Российская Федерация, как одна из ведущих космических держав, безусловно, не остается в стороне от мировых трендов по развитию широкомасштабных космических систем. В рамках проекта «Сфера» предполагается развертывание глобальной космической системы, состоящей из более чем 600 КА, расположенных на орбитах с разными параметрами и предоставляющей услуги связи, навигации и дистанционного зондирования Земли. Основная проблема, которую необходимо будет решать при БНО управления полетом космических систем, состоящих из множества аппаратов, расположенных на орбитах с различными высотами, — недостаточная проработка технологий решения задач БНО, учитывающая ограниченное число наземных измерительных пунктов, обеспечивающих проведение внешнетраекторных измерений при невозможности повсеместного использования бортовых источников навигации для создания единого навигационного поля. Кроме того, в настоящее время отсутствует возможность использования одних и тех же наземных измерительных пунктов для КА, оснащенных различными бортовыми радиотехническими комплексами.

Исследование современных направлений развития БНО управления полетом КА различного назначения показало, что подходы, основывающиеся только на расширении использования ретрансляционных технологий управления КА, а также на использовании высокоточных бортовых источников информации от навигационных систем ГЛОНАСС и GPS (где это возможно), обеспечивают решение задач БНО управления полетами только для орбитальных группировок численностью порядка десятка КА [1]. При этом не учитываются потенциальные полетные ситуации, связанные с необходимостью оперативного уточнения параметров орбиты для проведения маневров (например, при коллокации на ГСО или при необходимости проведения маневра уклонения КА). Все перечисленные факторы обуславливают необходимость модернизации существующих подходов к БНО управления полетами. Предлагаемые пути модернизации основываются на использовании принципов построения распределенной вычислительной сети, в которой должны использоваться максимально обобщенные модели движения КА, унифицированные стандарты, протоколы, форматы обмена данными бортовой аппаратуры с наземными средствами независимо от передаваемой информации. Такой подход позволит отказаться от создания специализированных технических средств обработки и передачи различных видов информации при значительном повышении задействования средств коллективного пользования. При этом вся совокупность средств интегрированного НАКУ КА НСЭН станет единой информационно-вычислительной сетью, соответствующей многоуровневой архитектуре открытых систем [2]. Таким образом, появится возможность отойти от технологии жесткого закрепления за каждым КА четко определенных источников навигационной информации и перейти к более эффективному использованию навигационных ресурсов за счет введения технологии их гибкого использования, а также усовершенствования алгоритмов организации БНО управления полетами [3].

Литература

- [1] Кисляков М.Ю., Логачев Н.С., Петушков А.М. Системно-технические аспекты развития НАКУ КА НСЭН и измерений до 2025 года // Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы. 2016. Т. 3, вып. 1.

- [2] Матюшин М.М., Новиков П.В., Почукаев В.Н. Автоматический космический аппарат с интеллектуальной системой управления полетом // Полет. Общероссийский научно-технический журнал. 2018. № 8. С. 63–70.
- [3] Кутоманов А.Ю. Оптимизация алгоритмов организации баллистико-навигационного обеспечения в условиях управления большим количеством КА // Вестник Московского государственного университета леса — Лесной вестник. 2015. Т. 19, № 3. С. 118–124.

USING OF NETWORK APPROACHES FOR SOLVING PROBLEMS OF LARGE-SCALE SPACE SYSTEMS CONTROL

М.М. Matyushin
А.Ю. Kutomanov
JSC "TsNIIMash"

kutomanov@mcc.rsa.ru

Currently, the ideas of creating large-scale space systems that provide the presentation of uninterrupted communication services anywhere in the world are being actively implemented. At the same time, practice shows that in order to control the ever-expanding orbital constellation of the spacecraft, the existing methods of ballistic-navigational support (BNO) flight control require significant modernization.

МЕТОДИКА ИССЛЕДОВАНИЯ КОЛЕБАНИЙ ОСИ ВИЗИРОВАНИЯ ПРИ НАБЛЮДЕНИЯХ ЗЕМНОЙ ПОВЕРХНОСТИ С БОРТА РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

Р.А. Евдокимов
В.Ю. Тугаенко
Э.Э. Сармин

evdokimovrom@yandex.ru

ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»

Предложена методика определения характеристик долгопериодических колебаний конструкции Международной космической станции посредством анализа смещения оси визирования научной аппаратуры относительно расчетного положения при наблюдениях земной поверхности.

В долговременную программу космических экспериментов (КЭ) на борту Российского сегмента (РС) Международной космической станции (МКС) включен КЭ «Пеликан» по отработке технологии беспроводной передачи электрической энергии в лазерном канале. Для реализации эксперимента разрабатывается научная аппаратура «Пеликан», в состав которой входит излучатель, размещаемый на внешней поверхности одного из модулей РС МКС и приемник, устанавливаемый на транспортном грузовом корабле (ТГК) «Прогресс».

Одной из ключевых систем излучателя является система его наведения на приемник. Данная система должна обеспечить попадание на полуметровый приемник (и удержание в течение всего сеанса КЭ длительностью от полутора до пяти минут) пучка излучения диаметром не более 0,3 м на расстояниях от одного до пяти километров. Для уточнения требований к системе наведения был проведен первый этап

КЭ «Пеликан» с использованием имеющейся на борту станции научной аппаратуры «Фотоспектральная система» (ФСС). Эксперимент заключался в исследовании характеристик колебаний оси визирования ФСС при наблюдениях Земли через иллюминатор станции. На основе полученных данных были определены параметры составляющей относительного движения РС МКС и ТГК «Прогресс», связанной с колебаниями станции.

В результате выполнения шести сеансов эксперимента с помощью ФСС были получены нескольких серий фотоизображений земной поверхности, для которых возможна точная географическая привязка (определение координат центров отдельных изображений). Сравнение координат центров полученных изображений и их вычисленных (на основе сопроводительной информации о положении и ориентации МКС) значений позволили найти отклонения оси визирования от расчетного положения. Обработка рядов данных для полученных серий изображений позволила оценить характеристики колебаний оси визирования.

Предложенная методика разработана на основе известных методов анализа временных рядов и включает следующие этапы:

- получение для непрерывной серии снимков выборки временного ряда смещений $L(t)$ оси визирования НА «ФСС» по поверхности Земли (расстояний между центрами изображений и подспутниковыми точками в заданные моменты времени t);
- разложение $L(t)$ на продольную и поперечную (по отношению к трассе МКС) составляющие $L^{\parallel}(t)$ и $L^{\perp}(t)$ с последующим их анализом по отдельности;
- получение временного тренда для исследуемой составляющей регрессионными методами с вычислением индексов детерминации и проверкой значимости полученной регрессии с помощью F -критерия; выделение постоянного смещения составляющей $L(t)$ — константы в уравнении тренда;
- гармонический анализ (с использованием Фурье — преобразований) каждой из составляющих $L(t)$ после вычета трендов с целью поиска гармонических колебаний с периодом свыше 6 секунд (удвоенный интервал съемки земной поверхности);
- анализ амплитудно-частотных характеристик и периодограмм с целью проверки статистической значимости полученных результатов (критерий Пирсона);
- проверка качества предложенной модели путем анализа остатка (разности выборки временного ряда составляющей $L(t)$ и неслучайной компоненты) статистическими методами. Проверка близости свойств остатка к свойствам белого шума.

Полученные в ходе выполнения первого этапа КЭ «Пеликан» данные позволили уточнить требования к системе наведения излучателя научной аппаратуры «Пеликан». Максимальная величина смещения оси визирования, обусловленная изменениями ориентации станции в заданных пределах, возможными колебаниями и вибрациями конструкции РС МКС, оценивается величиной не более 15 угл. мин. Угловая скорость смещения оси визирования — не более 3 угл. мин/с. Эти оценки соответствуют временным интервалам длительностью 3–5 мин, что характерно для продолжительности планируемых сеансов беспроводной передачи энергии.

METHODS OF THE SIGHT AXIS OSCILLATIONS INVESTIGATION DURING EARTH'S SURFACE OBSERVATIONS FROM THE INTERNATIONAL SPACE STATION

R.A. Evdokimov

evdokimovrom@yandex.ru

V.Yu. Tugaenko

E.E. Sarmin

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia

A method for determining the characteristics of the International space station construction long-period oscillations is proposed. This method is based on the analyses of the scientific equipment sight axis displacement during observations of the earth's surface.

The Long-term program of space experiments on Board the Russian segment (RS) of the International space station (ISS) includes the PELICAN space experiment for testing the technology of wireless transmission of electric energy in the laser channel. To implement the experiment, the PELICAN scientific equipment is being developed, which includes a laser transmitter placed on the outer surface of one of the ISS RS modules and a receiver installed on the Progress transport cargo ship (TGC).

One of the key systems of the laser transmitter is the system of its guidance to the receiver. This system should ensure that a half-meter receiver get a beam of radiation with a diameter of not more than 0,3 m at distances from one to five kilometers. Guidance system has to hold laser spot on the receiver during the entire session of the experiment — from one and a half to five minutes. To clarify the requirements for the guidance system the first stage of the PELICAN experiment was carried out using scientific equipment on Board the station (the Photospectral system (FSS)). The experiment consisted in the study of the characteristics of the FSS sight axis oscillations during Earth observing through the ISS porthole. On the obtained data basis, the parameters of the component of the ISS and Progress TGC relative motion associated with the station oscillations were determined.

Several series of the earth's surface photographs with the exact geographical location (coordinates of the centres of individual images) were obtained as the result of six sessions of an experiment using the FSS. Comparison of the received images centers coordinates and their calculated (on the basis of accompanying information on ISS position and orientation) values allowed to find deviations of an sight axis from settlement position. Data series processing for the obtained series of images allowed to estimate the oscillations characteristics of the sight axis.

The proposed method is developed on the basis of known methods of time series analysis and includes the following steps:

- obtaining for a continuous series of images a sample of a time series of the FSS sight axis displacements $L(t)$ on the Earth's surface (distances between image centers and the ISS nadir points at determined moments of time — t);
- decomposition of $L(t)$ into longitudinal and transverse (with respect to the ISS track) components $L^l(t)$ and $L^t(t)$ followed by their analysis separately;
- obtaining a time trend for the studied component by regression methods with calculation of determination indices and checking the significance of the obtained regression using the F-criterion; allocation of a constant displacement of the component $L(t)$ — constant in the trend equation;
- harmonic analysis (using Fourier transforms) of each of the components $L(t)$ after subtracting trends in order to find harmonic oscillations with a period of more than 6 seconds (twice the interval of surveying the earth's surface);

- analysis of amplitude-frequency characteristics and periodograms in order to verify the statistical significance of the results (Pearson criterion);
- quality verification of the proposed model by analysis of the residue (difference of the sample time series component $L(t)$ and non-random components) statistical methods. Checking of the proximity of the residual properties to the white noise properties.

The data obtained during the implementation of the first stage of the PELICAN space experiment made it possible to clarify the requirements for the guidance system of the Pelican scientific equipment laser transmitter. The maximum value of the sight axis displacement due to changes in the station orientation within the specified limits, possible vibrations and long-period oscillations of the ISS RS structure, is estimated at no more than 15 angular minutes. Angular velocity of the sight axis displacement no more than 3 angle minutes per second. These estimates correspond to time intervals of 3 to 5 minutes, which is typical for the duration of the planned wireless power transmission sessions.

БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ОБЕСПЕЧЕНИЕ КОСМИЧЕСКОГО ЭКСПЕРИМЕНТА ПО ОТРАБОТКЕ ТЕХНОЛОГИИ БЕСПРОВОДНОЙ ПЕРЕДАЧИ ЭНЕРГИИ В КОСМОСЕ

Р.А. Евдокимов

evdokimovrom@yandex.ru

В.Ю. Тугаенко

А.В. Смирнов

ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва»

Рассмотрены требования к условиям проведения второго этапа космического эксперимента «Пеликан» по отработке технологии беспроводной передачи энергии. Предложены баллистические схемы для достижения цели этапа — подтверждения работоспособности системы наведения.

Включенный в долговременную программу космических экспериментов (КЭ) на Российском сегменте (РС) Международной космической станции (МКС) эксперимент «Пеликан», направленный на отработку технологии беспроводной передачи энергии в космосе, должен быть проведен в пять этапов. Сеансы беспроводной передачи энергии в лазерном канале между РС МКС и транспортным грузовым кораблем (ТГК) «Прогресс» с постепенным увеличением дальности и передаваемой мощности запланированы на третий — пятый этапы КЭ. Первый этап был реализован на РС МКС в 2016–2017 гг. с целью уточнения требований к системе наведения излучателя на приемник. Одной из основных целей второго этапа КЭ «Пеликан» является подтверждение работоспособности элементов и алгоритмов системы наведения. Для реализации второго этапа КЭ создается научная аппаратура «Тест-Пеликан», включающая блоки для отработки системы наведения — блок «Тест-Пеликан-Н» и блок мишени. Блок «Тест-Пеликан-Н» является прототипом системы наведения излучателя и предназначен для поиска, захвата и сопровождения блока мишени, который на последующих этапах КЭ войдет в состав приемника излучения. Блок мишени размещается на ТГК «Прогресс» перед его отстыковкой от станции. Блок «Тест-Пеликан-Н» размещается либо на иллюминаторе № 9 служебного модуля (СМ), либо иллюминаторе купола многофункционального лабораторного модуля (МЛМ). Данный блок осуществляет сканирование участка небесной сферы по двум осям в диапазоне углов $\pm 300^\circ$ пучком лазерного излучения малой мощности (0,5 Вт). На блоке мишени размещены отражатели, обеспечивающие блоку «Тест-Пеликан-Н» об-

ратную связь. При попадании излучения на отражатели в приемном канале блока «Тест-Пеликан-Н» формируется изображение, обработка которого позволяет определить координаты центра блока мишени. Система функционирует в диапазоне расстояний от 500 до 4000 м. После захвата блока мишени блок «Тест-Пеликан-Н» осуществляет его сопровождение, обеспечивая обновление информации о координатах блока с частотой 100 Гц. Для достижения цели КЭ необходимо обеспечить возможность сопровождения блока мишени в одном сеансе в течение не менее 5 мин (на расстоянии от 500 до 4000 м). С учетом возможных повторных попыток поиска и захвата целесообразно обеспечить запас по времени пребывания блока мишени в зоне видимости блока «Тест-Пеликан-Н». Это время должно составлять не менее 7 мин.

Рассмотрены баллистические схемы, отвечающие обоим способам размещения блока «Тест-Пеликан-Н» — на СМ и МЛМ с учетом полей зрения иллюминаторов. Рассматривалась возможность проведения сеанса КЭ как на этапе отстыковки и увода корабля от станции, так и при специально организованных повторных сближениях. При рассмотрении возможных схем учитывалась необходимость поддержания ориентации продольной оси ТГК на блок «Тест-Пеликан-Н» с точностью $\pm 20^\circ$ в течение всего сеанса, что необходимо для обнаружения блока мишени.

Первый сеанс КЭ может быть выполнен на этапе расстыковки ТГК «Прогресс» и станции. Расстыковка ТГК от агрегатного отсека (АО) СМ проводится в ориентации ОСК (орбитальной системе координат) с использованием одного импульса увода через три минуты после физического разделения. Направление работы толкателей и импульса увода — «на торможение». При наблюдении блока мишени через иллюминатор, направленный в надир (иллюминатор № 9 СМ), выполняются все технические требования к проведению КЭ. Время пролета в зоне видимости блока «Тест-Пеликан-Н» составляет около 13 мин при изменении расстояния от 500 до 1900 метров (около 10 минут на расстоянии не менее 1 км). Для пролета ТГК «Прогресс» на нужном расстоянии в поле зрения блока «Тест-Пеликан-Н» при его установке на иллюминаторе купола МЛМ предложена двухимпульсная схема увода в специальной ориентации «ОСК+R» (ось «+X» РС направлена в сторону против направления полета МКС и вниз по тангажу на 10°).

Расстыковка ТГК «Прогресс» от зенитного или надирного порта МКС предполагает увод корабля «на разгон» и его пролет выше МКС. В этом случае проведение КЭ возможно только при повторном сближении корабля и станции. С учетом необходимости выполнения нескольких сеансов КЭ с одним ТГК был рассмотрен данный вариант баллистической схемы. Изменяя величину и время исполнения импульсов, формирующих повторный пролет корабля, можно выполнять пролеты на разном удалении от блока «Тест-Пеликан-Н», а также обеспечить дополнительные условия проведения эксперимента, такие как сближение в зоне видимости наземных измерительных пунктов.

BALLISTIC SUPPORT OF THE SPACE EXPERIMENT TO TEST THE TECHNOLOGY OF WIRELESS ENERGY TRANSMISSION IN SPACE

R.A. Evdokimov

evdokimovrom@yandex.ru

V.Yu. Tugaenko

A.V. Smirnov

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia

The requirements to the conditions of the second stage of the space experiment PELICAN for testing the wireless energy transmission technology are considered. Ballistic schemes for achievement of the stage purpose — confirmation of guidance system operability are offered.

Included in the long-term program of space experiments (SE) on the Russian segment (RS) of the International space station (ISS) experiment PELICAN, aimed at testing the technology of wireless energy transmission in space, should be carried out in five stages. Sessions of wireless energy transmission in the laser channel between the ISS RS and the Progress transport cargo ship (TCS) with a step by step increase in distance and transmitted power are planned for the third — fifth stages of the SE. The first stage was implemented on the ISS RS in 2016-2017 in order to clarify the requirements for the guidance system of the laser transmitter to the receiver. One of the main goals of the second stage of the PELICAN experiment is to confirm the operability of the elements and algorithms of the guidance system.

For the implementation of the second stage of the space experiment, scientific equipment Test-Pelican is being created, including, among other things, units for testing the guidance system: the Test-Pelican-N unit and the target unit. The Test-Pelican-N unit is a prototype of the laser transmitter guidance system and is designed to search, capture and support the target unit, which in the subsequent stages of the experiment will be part of the receiver. The target unit is placed on the Progress TCS before it is undocked from the station. The unit "Test-Pelican-N" will be placed either on the porthole No. 9 of the service module (SM) or the porthole of the dome of the multifunctional laboratory module (MLM). This unit scans the area of the celestial sphere along two axes in the angle range $\pm 300^\circ$ with a low-power laser beam (0.5 W). Reflectors are placed on the target unit to provide feedback to the Test-Pelican-N unit. When laser beam hits the reflectors in the receiving channel of the Test-Pelican-N block an image is formed the processing of which allows to determine the coordinates of the target unit center. The system operates in a range of distances from 500 to 4000 m. After the target unit capture, the Test-Pelican-N unit provides information about the coordinates of this unit with a frequency of 100 Hz. In order to achieve the experiment goal, it is necessary to provide target unit tracking time in one session for at least 5 minutes (at a distance of 500 to 4000 m). Taking into account possible repeated attempts of search and capture it is expedient to provide a stock on time of target unit stay in a visibility zone of the Test-Pelican-N unit. This time should be at least 7 minutes. Ballistic schemes corresponding to both placements of the block Test-Pelican-N — on SM and MLM taking into account fields of view of portholes are considered. Considered as the possibility of the space experiment session at the undocking process of the Progress spaceship from the station, and at specially organized rendezvous. When considering the possible schemes, the need to maintain the orientation of the longitudinal axis of the Progress spaceship to the Test-Pelican-N unit with an accuracy of 20° during the entire session was taken into account, which is necessary for the detection of the target unit.

The first session can be performed at the stage of undocking TCS Progress from the station. Undocking of the TCS from the SM is carried out in orientation in the orbital coordinate system (OCS) using a single impulse by engines three minutes after the physical separation. The direction of pushers operation and engines impulse — "braking". When observing the target unit through the porthole directed to the nadir (SM porthole number 9), all the technical requirements for experiment conditions are met. The flight time in the visibility zone of the unit Test-Pelican-N is about 13 minutes with a change in the distance from 500 to 1900 meters (about 10 minutes at a distance of at least 1 km). For the Progress TCS passage in the field of view of the Test-Pelican-N unit when it is installed on the MLM dome porthole at the necessary distance, a two-impulse scheme in a special orientation "OCS+R" is proposed (the "+X" axis of the RS is directed to the side against the ISS flight direction and down the pitch by 10°).

Undocking TCS Progress from the zenith or nadir port of the ISS involves acceleration impulse and space ship flight above the ISS. In this case, the experiment session is possible

only with the ship re-flight by at the station. Taking into account the need to perform several sessions of SE with one TCS, this variant of the ballistic scheme was considered. By changing the magnitude and timing of the engines impulses, it is possible to perform flights at different distances from the Test-Pelican-N unit, as well as to provide additional conditions for the experiment, such as approaching in the visibility zone of ground control points.

ПОСТРОЕНИЕ ФУНКЦИОНАЛЬНОГО ГРАФА СЛОЖНОГО ПРОЦЕССА УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ АВТОМАТИЧЕСКОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В.С. Ковтун

Vladimir.S.Kovtun@rsce.ru

ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва

Существенное влияние на ресурсное обеспечение полета автоматического космического аппарата (АКА) оказывают синергетические явления, возникающие в результате взаимодействия бортовых систем (БС) [1]. Построение функционального графа сложного процесса управления полетом АКА с использованием когнитивной карты позволяет выявлять синергетические явления с переходом от вербального к математическому описанию необходимого для дальнейшего моделирования и анализа протекающих процессов.

Условием устойчивого функционирования АКА на протяжении всего времени активного существования на орбите при наиболее полном достижении поставленных целей полета является ресурсное обеспечение БС. Каждая БС и ее элементы обладают свойством «неклонируемости», что делает их уникальными, также как и протекающие в них процессы. По определению физически неклонируемые системы (ФНС) — это системы, неотъемлемым свойством которых является неклонируемость (неповторяемость) их функций, свойств, характеристик или параметров, поскольку они состоят из множества компонент, параметры которых в процессе создания принимают случайные значения [2].

При изучении процессов, связанных с управлением полетом аппаратов, было установлено, что в случае отсутствия производственных дефектов в элементах систем изменение их состояния носит не скачкообразный вероятностный, а эволюционный характер. Число возможных ветвей эволюции системы определяется свойствами их открытости и нелинейности. Открытость системы обусловлена наличием у нее определенного числа информационных и коммуникационных каналов с внешней средой для обмена веществом, энергией и информацией. Нелинейность предопределяет множества вариантов возможных путей развития и способов ответных реакций системы на воздействие извне. Природа эволюции процессов в каждой системе не индифферентна, у нее есть «стремление» к конечным устойчивым состояниям, получившим в синергетике название «аттракторы».

Предлагается определять и использовать новые качественные интегративные (системные) изменения, образованные синергетическими явлениями, возникающими в системе вследствие свойства неклонируемости, в целях приобретения функциональных ресурсов для управления полетом.

Для анализа и исследования БС с учетом синергетических явлений проводится переход от декомпозиции аппарата как материального объекта к декомпозиции слож-

ного процесса управления полетом АКА. При этом создается описание процессов по уровням деления аппарата, где внутриэлементные процессы входят в состав элементарных процессов, которые, в свою очередь, входят в системные процессы. Объединения системных процессов образуют базовые процессы (БП). Сложный процесс управления полетом аппарата объединяет в себе БП [3]. В иерархической (многоуровневой) структуре связи между процессами разделены на вертикальные (на соседних уровнях) и горизонтальные (на стратах одного уровня).

В соответствии с введенной декомпозицией и стратификацией сложного процесса управления полетом АКА для него построена иерархическая когнитивная карта в виде множеств ориентированных функциональных графов, распределенных по уровням страт, в каждом из которых определены физические, энергетические и информационные связи между процессами, протекающими в материальных объектах.

Установлением факта иерархической упорядоченности когнитивной карты является то, что результаты анализа локализованного процесса на каждом уровне подтверждаются моделированием и/или экспериментом. При формировании когнитивной карты соблюдается принцип координирования иерархических структур, позволяющий добиться интеграции в работе для достижения главной полетной цели. А именно, в имеющейся четырехуровневой структуре сложного процесса управления полетом АКА целенаправленные действия распределяются между процессами различных уровней. При этом ни один из процессов в отдельности не позволяет достичь намеченной конечной цели. Однако цель каждого процесса такова, что главная полетная цель будет достигнута при номинальном функционировании материальных объектов.

Для перехода от вербального описания сложного процесса управления полетом АКА к математическому применяется теория графов [4]. При этом функциональные графы переводятся в разряд взвешенных, где на вершинах и дугах устанавливается функциональная связь между расходуемыми ресурсами в материальных объектах и протекающими в них процессами, зависящими от входных воздействий. Веса вершин графов обуславливают коэффициенты располагаемого полетного времени. Каждому элементу множества дуг устанавливают в соответствие веса из множеств графиков бинарных отношений, построенных на декартовом произведении двух множеств управляющих и возмущающих воздействий. При этом «синергетический фактор» учитывается как дополнительное воздействие, входящее в состав множества возмущающих воздействий.

Математическое описание функциональных связей проводится с использованием матриц смежности и инцидентности [4], что позволяет произвести построение структурно-функциональной операционной модели для изучения сложного процесса управления полетом АКА. Дальнейший анализ проводится через синтез процессов на уровне страт с учетом штатных процессов в условиях существования синергетических явлений, что расширяет круг проводимых исследований. Они распространяются как на физические процессы в проводных интерфейсах материальных объектов и в соединениях их конструктивных элементов, так и на процессы в объектах, не имеющих непосредственного контакта (взаимодействующих через физическое поле). Это позволяет выявлять все синергетические явления с целью определения новых свойств и создания на их основе новых ресурсов системного характера.

Вывод: в статье представлен метод формирования функционального образа сложного процесса управления полетом АКА путем описания процессов на каждом уровне страт и механизма их интеграции, направленного на достижение поставленной цели при переходе с уровня на уровень. При этом образ определяет топологические свойства графа сложного процесса управления полетом АКА, которые заключаются в планарном его построении, толщиной в четыре слоя. Образ адаптирован к моделированию.

Литература

- [1] Ахметов Р.Н., Макаров В.П., Соллогуб А.В. Байпасность как атрибут живучести автоматических космических аппаратов в аномальных ситуациях // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2015. Т.14, № 4. С. 17–37. DOI: 10.18287/2412-7329-14-4-17-37
- [2] Ярмолик В.Н., Вашинко Ю.Г. Физически неклонируемые функции // Информатика. 2011. № 2 (30). С. 92–103.
- [3] Ковтун В.С. Стратификация сложного процесса управления полетом космического аппарата // Космонавтика и ракетостроение. 2012. № 4. С. 60–68.
- [4] Горбатов В.А. Фундаментальные основы дискретной математики. М.: Наука. Физматлит, 1999. 544 с.

BUILDING A FUNCTIONAL GRAPH OF THE COMPLEX PROCESS OF AUTOMATIC SPACE VEHICLE FLIGHT MANAGEMENT

V.S. Kovtun

Vladimir.S.Kovtun@rsce.ru

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia

Synergetic phenomena arising from the interaction of onboard systems have a significant impact on the resource support for the flight of an automatic spacecraft [1]. The construction of a functional graph of a complex automatic spacecraft flight control process using a cognitive map allows us to identify synergistic phenomena, with the transition from a verbal to a mathematical description necessary for further modeling and analysis of ongoing processes.

БАЛЛИСТИЧЕСКОЕ ПРОЕКТИРОВАНИЕ МИССИЙ, ВКЛЮЧАЮЩИХ ДОСТАВКУ ЛУННОГО ГРУНТА НА ЗЕМЛЮ

Е.С. Гордиенко

gordienko.evgenyy@gmail.com

А.В. Симонов

И.В. Платов

А.В. Косенкова

В.Г. Поль

АО «НПО Лавочкина»

Рассматриваются основные особенности проектирования миссий по доставке лунного грунта на Землю. Проводится анализ основных этапов разрабатываемых миссий. К ним относится выбор возможных схем перелета, обзор основных характеристик двигательной установки космического аппарата, анализ перелета с Земли на низкую околокруговую орбиту спутника Луны, определение траекторий взлета с поверхности Луны, поиск траекторий возвращения с Луны, попадающих в заданный район на поверхности Земли. Представлены основные геометрические и энергетические характеристики миссий.

Введение. Построение траекторий возвращения является одним из важнейших этапов баллистического проектирования траекторий возвращения на Землю. В разное время данной проблемой занимались Егоров В.А. [1], Гусев Л.И. [1], Чепмен Д.Р., Ярошевский В.А., Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г. и др.

Первым аппаратом, успешно доставившим лунный реголит на Землю, был КА «Луна-16». Это произошло 24 сентября 1969 г. Несмотря на то что ряд вопросов был ре-

шен еще полвека назад, тем не менее при проектировании таких миссий необходимо учитывать большое число ограничений, которые существенным образом влияют как на итоговую схему экспедиции, так и на облик лунного космического аппарата (КА).

В статье рассматривается задача доставки автоматическим КА лунного грунта в заданный район на поверхности Земли. Исследуется вопрос обеспечения заданных энергетических и геометрических характеристик траекторий возвращения на Землю.

Анализ миссии по доставке образцов грунта с Луны. Анализ рассматриваемой задачи проводится в несколько этапов.

На первом этапе определяется схема перелета КА от Земли к Луне и возвращения от Луны к Земле, а также параметры двигательной установки, способной реализовать выбранную схему экспедиции.

Возможные траектории перелета КА от Земли к Луне и возвращения от Луны к Земле описываются следующими схемами:

- прямого перелета [1–4];
- перелета с использованием двигателей малой тяги [3];
- перелета через точку либрации L1 системы Земля — Луна [4].

Критериям простоты и надежности реализации миссии отвечают схемы прямого перелета от Земли к Луне с одноимпульсным торможением при переходе на конечную орбиту ИСЛ, а также обратного перелета от Луны к Земле, включающего в себя старт с поверхности Луны, формирование опорной ИСЛ и участок возвращения к Земле.

Опишем возникающую в таком случае схему экспедиции.

Спутник выводится на траекторию перелета к Луне с помощью ракеты-носителя и разгонного блока. При подлете к Луне выполняется одноимпульсное торможение для перевода КА на полярную круговую орбиту искусственного спутника Луны (ИСЛ) высотой 100 км. Далее формируется посадочная орбита с высотой перигея 18 км, с которой происходит посадка спутника на поверхность Луны. На Луне предусматривается функционирование в течение 2–7 сут. После выполнения всех возложенных на КА функций в расчетный момент времени происходит взлет КА с лунной поверхности, а затем формирование низкой опорной орбиты ИСЛ высотой 100 км. Далее, после выдачи разгонного импульса, КА переводится на траекторию возвращения к Земле. При подлете к Земле аппарат тормозится об атмосферу и приземляется в заданном районе посадки на территории Российской Федерации.

Все траектории отлета КА от Земли к Луне и возвращения КА с Луны на Землю проектируются для случая отлета через северную N полусферу мира, при этом разгонный импульс отлета и тормозной импульс при подлете к Луне сообщаются при учете обеспечения видимости активных маневров с российских наземных станций слежения.

На втором этапе определяется траектория прямого перелета от Земли на полярную круговую орбиту ИСЛ высотой 100 км, а также переход на орбиту с высотой перигея в 18 км с последующей посадкой на поверхность Луны в заданной точке. Дата и время посадки спутника на поверхность Луны соответствуют началу лунного дня в точке посадки. Длительность перелета от Земли к Луне выбирается в диапазоне от 4 до 6 сут. Время пребывания КА на орбитах вокруг Луны может меняться от 4 до 7 сут.

На выполнение всех операций по забору лунного грунта и подготовку КА к старту с Луны и отлету к Земле отводится от 2 до 7 сут.

На третьем этапе проводится анализ траекторий взлета КА с поверхности Луны и формирование опорной полярной круговой орбиты ИСЛ с высотой 100 км. Использование схемы с опорной орбитой позволяет сформировать оптимальную траекторию возвращения Луна — Земля, выведение на которую осуществляется тремя включениями двигательной установки. Первым и вторым включениями формируется опорная ОИСЛ, третьим включением — перелетная траектория.

На четвертом этапе определяется траектория возвращения к Земле, попадающая в точку на поверхности Земли с заданными угловыми координатами φ_c, λ_c . Длительность перелета от Луны к Земле рассматривается в диапазоне от 4 до 6,5 сут. В качестве критерия поиска наилучшего решения на втором, третьем и четвертом этапах является минимизация характеристической скорости КА на каждом из рассматриваемых этапов. Для реализации миссии с 2024 по 2032 г. на торможение у Луны, посадку на ее поверхность, взлет с Луны и формирование траектории возвращения требуется запас характеристической скорости ~ 5700 м/с.

Литература

- [1] Егоров В.А., Гусев Л.И. Динамика перелетов между Землей и Луной. М.: Наука, 1980. 543 с.
- [2] Гордиенко Е.С., Худорожков П.А. К вопросу выбора рациональной траектории полета к Луне // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2016. № 1. С. 15–25.
- [3] Ивашкин В.В., Петухов В.Г. Траектории перелета с малой тягой между орбитами спутников Земли и Луны при использовании орбиты захвата Луной // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. 2008. № 81. 32 с.
- [4] Pavlak T.A., Howell K.C. Evolution of the out-of-lane amplitude for quasi-periodic trajectories in the Earth-Moon system // Acta Astronautica. 2012. No. 81. Pp. 456–465.

BALLISTIC DESIGN OF MISSIONS INVOLVING DELIVERY OF LUNAR SOIL TO THE EARTH

E.S. Gordienko

gordienko.evgenyy@gmail.com

A.V. Simonov

I.V. Platon

A.V. Kosenkova

V.G. Pol

Lavochkin Association

The paper discusses the main features of the lunar missions design concerning delivering soil to the Earth. The main stages of the developed missions analysis is carried out. It includes the selection of possible flight schemes, an overview of the main characteristics of the spacecraft's propulsion system, the analysis of the flight from the Earth to the low circumcircular orbit of the Moon satellite, the takeoff trajectories determination from the Moon's surface, the search for return trajectories from the Moon, falling into a given area on the Earth's surface. The basic geometric and energy characteristics of the missions are presented.

Introduction. The developing of return-back trajectories is one of the most important stages of ballistic design of return-back trajectories to the Earth. At different times this problem was studied by Egorov V. A. [1], Gusev L. I. [1], Chapman D. R., Yaroshevsky V. A., Okhotsimsky D. E., Golubev Yu. F., Sikharulidze Yu. G., etc.

The first spacecraft that successfully delivered lunar regolith to the Earth was Luna-16. It happened on September 24, 1969. Despite the fact that a number of issues were resolved more than half a century ago, however, it is necessary to take into account a big number of restrictions that significantly affect on both the final scheme of the expedition and on appearance of lunar satellite during such missions design.

The article deals with the problem of delivery lunar soil by spacecraft to a given area of the Earth's surface. The question of providing the given energy and geometric characteristics of the return-back trajectories to the Earth is investigated.

Analysis of the mission to deliver soil samples from the Moon. The analysis of the problem is carried out in several stages.

At the first stage, the scheme of the spacecraft flying from the Earth to the Moon and return-back from the Moon to the Earth is determined, as well as propulsion system parameters capable in implementing the chosen scheme of the expedition.

Possible satellite's trajectories flying from the Earth to the Moon and returning from the Moon to the Earth are described by following schemes:

- direct flight [1–4];
- flight with using low thrust engines [3];
- flight through L1–libration point of the Earth-Moon system [4].

Direct flight from Earth to the Moon with one-impulse transfer to the final Moon artificial satellite (MAS) orbit as well as return flight from the Moon to the Earth schemes answer the criteria of simplicity and unfailing performance in mission scheme realization.

Let us describe the scheme of the expedition arising in this case.

Satellite is launched into transfer trajectory flying to the Moon with the help of a booster and upper stage. While approaching the Moon, single-impulse braking maneuver is performed to transfer spacecraft into the polar circular MAS orbit with a height of 100 km. Then, a landing orbit with height of 18 km at pericenter is formed, from which satellite lands on the Moon's surface. It is planned that spacecraft will function here from 2 till 7 days.

After performing all assigned to the spacecraft functions, at estimated time spacecraft launches from lunar surface and then its engine forms low reference MAS orbit with height of 100 km. Then, after accelerating impulse, satellite transfers into the return-trajectory to Earth. While approach to the Earth it brakes by atmosphere and lands at the set area on the territory of Russian Federation.

All satellite trajectories of departure from the Earth to the Moon and return from the Moon to the Earth are designed for the case of departure through the Northern world's hemisphere, both acceleration departure impulse and braking impulse when approaching the Moon are reported with taking into account the visibility of active maneuvers from Russian ground tracking stations.

On the second stage the direct flight trajectory from the Earth to polar circular orbit with height of 100 km, as well as transfer into low lunar orbit with height of 18 km at pericenter followed with landing on the Moon's surface at the given point are determined. Date and time of satellite's landing on lunar surface correspond to the beginning of the Moon's day at the landing point. Flight from Earth to the Moon duration is selected in the range from 4 till 6 days. The duration of spacecraft's staying on the orbit around the Moon can vary from 4 till 7 days.

It has from 2 till 7 days to perform all operations including taking lunar soil and preparing for launch from the Moon and fly back to the Earth.

The third stage is devoted to analysis of satellite's trajectories that takes off from lunar surface and to formation of the reference circular polar MAS orbit with a height of 100 km. It allows us to form an optimal return trajectory from the Moon to the Earth with using the scheme with reference orbit, launch on it is performed by three engine burns. The first and second burns form reference MAS orbit, the third burn — return-back transfer trajectory.

At the fourth stage, the return-back trajectory to the Earth is determined, falling into a point on the Earth's surface with the given angular coordinates φ_c, λ_c . The duration of the flight from the Moon to the Earth is considered in the range from 4 till 6.5 days. For the best solution the criterion on the second, third and fourth stages is chosen to minimize the characteristic velocity of the satellite at each of the considered stages. To implement mission from 2024 to 2032 a reserve of characteristic speed on braking near the Moon, landing on its surface, take-off from the Moon's surface and to form the return-back trajectory requires ~ 5700 m/s.

References

- [1] Egorov V.A., Gusev L.I. *Dynamika pereletov mezhdu Zemley i Lunoy* [Flight dynamics between the Earth and the Moon]. M.: Nauka, 1975. 392 p.
- [2] Gordienko E.S., Khudorozhkov P.A. [To the question of choosing a rational flight trajectory to the Moon]. *Vestnik NPO im. S.A. Lavochkina*. 2016. No. 1. Pp. 15–25. (In Russ).
- [3] Ivashkin V.V., Petukhov V.G. [Low thrust flight trajectories between satellite orbits of the Earth and the Moon with using Moon capture orbit]. *Preprinty IPM im.M.V.Keldysha*. 2008, 32 p.
- [4] Pavlak T.A., Howell K.C. Evolution of the out-of-lane amplitude for quasi-periodic trajectories in the Earth-Moon system // *Acta Astronautica*. 2012. No. 81. Pp. 456–465.

ОБЕСПЕЧЕНИЕ НЕСОУДАРЕНИЯ И БЕЗОПАСНОГО РАСХОЖДЕНИЯ БОЛЬШОГО ЧИСЛА КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ВЫВЕДЕНИИ РАЗГОННЫМ БЛОКОМ «ФРЕГАТ»

А.В. Симонов
И.М. Морской
Е.С. Гордиенко
А.Л. Воробьев
В.Г. Польш
А.В. Косенкова

alex.simonov@laspace.ru

АО «НПО Лавочкина»

В последнее время постоянно возрастает количество запусков, в процессе которых одновременно выводится несколько космических аппаратов (КА). При проектировании траектории выведения обязательно учитываются требования по обеспечению их безопасного расхождения с разгонным блоком. Также необходимо выполнить ограничения по уровню загрязнения отделенных спутников продуктами работы как маршевого двигателя на последующих активных участках, так и двигателей системы ориентации и стабилизации разгонного блока (РБ). В случае отделения нескольких КА на одной или пересекающихся орбитах требуется обеспечить отсутствие опасных сближений и соударений отделенных объектов между собой.

Доклад посвящен разработке методики, позволяющей выполнить все указанные требования при кластерных запусках. В НПО им. С.А. Лавочкина накоплен значительный опыт в разработке и реализации одновременного выведения с помощью РБ «Фрегат» большого числа космических аппаратов. В 20 из почти 80 осуществленных на настоящий момент запусков на целевые орбиты были выведены по 4 и более спутников. При запуске КА «Канопус-В-ИК» было выведено попутно еще 72 космических аппарата, и это является рекордом для российской космонавтики. При этом аппараты были отделены на трех различных орбитах. Мировой же рекорд принадлежит Индии с одновременным запуском более 130 аппаратов типа Cubesat, но на одну орбиту. Сегодня разрабатываются траектории для одновременного выведения до почти 100 космических аппаратов на РБ «Фрегат».

При кластерных запусках задачу безопасного отделения и последующего расхождения КА обычно необходимо решать для двух случаев:

- одновременное отделение нескольких аппаратов;
- последовательное отделение нескольких аппаратов на одной орбите.

При этом относительные скорости отделения могут быть как одинаковыми, так и отличающимися. Это же касается и направлений отделений КА относительно связанной системы координат головного блока (ГБ).

В качестве примера одновременного отделения КА на одной орбите с одинаковыми скоростями можно привести выведение по программе OneWeb. При запусках с космодрома Восточный будет выводиться по 36 КА, из Байконура и Гвианского космического центра — по 34. Аппараты установлены на диспенсере в 4 ряда, по 8 КА в каждом ряду. Они имеют одинаковую массу и отделяются с одинаковыми скоростями.

При запуске на солнечно-синхронную орбиту типовым вариантом для РБ «Фрегат» в настоящее время стало попутно с основным КА вывести еще несколько десятков аппаратов. Они, как правило, значительно отличаются как по массе — в диапазоне от сотен грамм для нано- и микроКА типа Cubesat до одной-двух сотен килограмм для миниКА, так и по относительной скорости отделения. Примером здесь могут являться запуски КА «Метеор», «Канопус-В» и др.

При одновременном отделении головной блок необходимо ориентировать относительно вектора орбитальной скорости так, чтобы проекции векторов отделений КА на вектор скорости ГБ максимально отличались между собой. Это приводит к созданию различных периодов обращения отделяемых КА. При этом проекции должны быть ненулевыми, чтобы избежать столкновения КА с РБ через половину витка.

При последовательном отделении КА задача решается похожим образом. Ориентация ГБ и моменты отделения выбираются так, чтобы проекции векторов отделения КА на вектор орбитальной скорости в текущий момент максимально различались. В этом случае аппараты будут расходиться максимально интенсивно.

В итоге можно выделить следующие основные рекомендации построения циклограммы отделения космических аппаратов при кластерном выведении:

1) для обеспечения расхождения нескольких одновременно отделяемых КА необходимо выбирать ориентацию ГБ таким образом, чтобы максимизировать минимальную разность проекций их скоростей отделения на вектор орбитальной скорости;

2) при последовательном отделении нескольких КА на одной орбите в режиме трехосной ориентации она выбирается так, чтобы максимизировать минимальную проекцию скорости отделения на вектор орбитальной скорости в течение всей циклограммы отделения;

3) в случае возможности выбора последовательности отделяемых КА рекомендуется их отделять в порядке уменьшения скорости отделения.

SUPPORTING OF NONCOLLISION AND SAFETY DISTANCING FOR BIG NUMBER OF SATELLITES, BEING LAUNCHED BY THE FREGAT SPACE TUG

A.V. Simonov
I.M. Morskoy
E.S. Gordienko
A.L. Vorobyev
V.G. Pol
A.V. Kosenkova

alex.simonov@laspace.ru

Lavochkin Association

In recent years, constantly increasing the number of launches, during which simultaneously deployed multiple spacecrafts (SC). When designing a injection trajectory for the spacecrafts it is necessarily to take into account requirements to ensure its non-collision with the upper stage. Also, it is necessary to limit the level of contamination of the satellite from propulsion engine burn products as a on the next powered phases, and thrusters of orientation and stabilization

system of the upper stage. In case of separation of multiple satellites on one or intersecting orbits required to ensure the absence of near misses and collisions of separated objects together.

The report is devoted to the development of a methodology that allows us to fulfill all of these requirements in cluster launches. In the Lavochkin Association gained considerable experience in the development and implementation of the simultaneous launch of a large number of spacecraft using the Fregat space tug (ST). In 20 out of almost 80 launches performed so far, 4 or more satellites were launched into target orbits. At the launch of the Kanopus-V-IK spacecraft, another 72 spacecraft were launched along the way, and this is a record for the Russian cosmonautics. At the same time, the devices were separated in three different orbits. The world record belongs to India with the simultaneous launch of more than 130 Cubesat-type satellites, but into the one orbit. Today, trajectories are being developed for the simultaneous launch of up to almost 100 spacecraft at the Fregat ST.

In cluster launches, the problem of safe separation and subsequent spacecraft divergence is usually necessary for two cases:

- simultaneous separation of several devices;
- sequential separation of several devices in one orbit.

In this case, the relative separation rates can be either the same or different. The same applies to the directions of the spacecraft departments relative to the associated coordinate system of the upper composite (UC).

As an example of simultaneous separation of a spacecraft in one orbit with the same speeds, we can cite the OneWeb application. At launches from Vostochny Cosmodrome, 36 spacecraft will be injected, and 34 for Baikonur and the Guiana Space Center. The spacecrafts are installed on the dispenser in 4 rows, 8 spacecraft in each row. They have the same mass and are separated with the same velocities.

For launches into a solar-synchronous orbit, currently the standard variant for the Fregat ST, become along with several dozen other spacecraft along with the main spacecraft. As a rule, they differ significantly both in mass — in the range from hundreds of grams for nano- and microsats of the Cubesat type, up to one or two hundred kilograms for mini spacecraft, and in relative separation velocity. An example here can be launches of the spacecraft Meteor, Kanopus-V, etc.

With simultaneous separation, the head unit must be oriented relative to the orbital velocity vector so that the projections of the spacecraft separation vectors onto the UC velocity vector differ as much as possible from each other. This leads to the creation of various periods of circulation of the separated spacecraft. In this case, the projections should be nonzero in order to avoid a collision of the spacecraft with the upper stage in half a turn.

In the sequential separation of the spacecraft, the problem is solved in a similar way. The UC orientation and separation times are chosen so that the projections of the spacecraft separation vectors onto the orbital velocity vector at the current moment differ as much as possible. In this case, the devices will diverge as intensely as possible.

As a result, we can distinguish the following main recommendations for constructing a timeline for separation of spacecraft in cluster deduction:

- 1) to ensure the discrepancy between several simultaneously separated spacecraft, it is necessary to choose the UC orientation in such a way as to maximize the minimum difference between the projections of their separation velocities onto the orbital velocity vector;
- 2) when sequentially separating several spacecraft in one orbit in the triaxial orientation mode, it is selected so as to maximize the minimum projection of the separation velocity onto the orbital velocity vector during the entire separation timeline;
- 3) if it is possible to select a sequence of detachable spacecraft, it is recommended that they be separated in order of decreasing separation speed.

АНАЛИЗ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ ЭЛЕКТРОРЕАКТИВНЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ ДЛЯ ПОДДЕРЖАНИЯ НИЗКОЙ ОРБИТЫ МАЛОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В.В. Волоцуйев

volotsuev@mail.ru

В.В. Салмин

sputnik@ssau.ru

ФГАОУ ВО «Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва» (Самарский университет)

Проводится анализ временных параметров циклограммы коррекции низкой орбиты малого космического аппарата с помощью электрореактивных двигателей малой тяги. Проводится анализ затрат рабочего тела на коррекцию в течение длительного интервала времени.

Электрореактивные двигатели (ЭРД) уже неоднократно эффективно использовались для поддержания низких рабочих орбит космических аппаратов (КА) с высотами ниже 600 км. Примерами являются миссии: КА Tacsat-2 (США), КА GOCE (ЕКА); КА «Канопус-В» (Россия, ВНИЭМ); КА «Цубаме» (Япония).

На многих низкоорбитальных малых КА не устанавливают реактивную двигательную установку (в целях поддержания орбиты) из-за дефицита допустимой максимальной массы спутника в целом. Однако данную проблему можно решить за счет использования ЭРД малой мощности с низкими удельными затратами рабочего тела.

В настоящей работе были проведены исследования об эффективности использования ЭРД для поддержания низкой орбиты малого КА дистанционного зондирования Земли класса «АИСТ-2». Из указанной серии спутников в настоящее время функционирует КА «АИСТ-2Д», который был запущен в 2016 г. на орбиту с параметрами: высота перигея — 493,9 км; высота апогея — 477,2 км; наклонение — 94,2 град. Данный КА не оснащен реактивной двигательной установкой. Опыт эксплуатации КА «АИСТ-2Д» показывает, что за три года функционирования период обращения рабочей орбиты уменьшился на 10 с (уменьшение средней высоты на величину порядка 10 км). Это изменение параметров рабочей орбиты в данном случае не является критичным для дистанционного зондирования Земли с требуемыми показателями качества, и КА продолжает активно функционировать. Следует учитывать, что миссия КА «АИСТ-2Д» осуществляется в период крайне низкой солнечной активности, при которой аэродинамические возмущения, действующие на спутник, на порядок ниже, чем при высокой солнечной активности.

В настоящих исследованиях использовалось следующее пространство проектных параметров КА: масса от 500 до 700 кг; площадь сечения мишени при ориентированном полете около 2 м².

При исследованиях была определена эффективная сила тяги ЭРД, т. е. сила, превосходящая в 5–10 раз силу аэродинамического сопротивления в любой момент времени на всем интервале существования низкоорбитального КА. По результатам анализа в качестве подходящего по тяговым характеристикам был выбран стационарный плазменный двигатель марки «СПД-50», который производится в ОКБ «Факел» (г. Калининград). Характеристики ЭРД: сила тяги — 0,02 Н; удельный импульс — 1250 м/с.

Был проведен анализ возможных циклограмм коррекции орбиты на длительном интервале времени. Циклограмма состоит из отдельных циклов коррекции, которые включают в себя участки пассивного и активного движения КА. На пассивных участках ЭРДУ не включается, а КА выполняет поставленные целевые задачи с помощью, установленного на нем целевого оборудования. Пассивный участок длится до тех пор, пока отклонение периода обращения не достигнет допустимого значения. За пассивным участком следует активный участок, на котором ЭРД включается и создает кор-

ректирующее ускорение. Активный участок продолжается, пока не восстановятся параметры рабочей орбиты. За планируемый срок активного существования КА совершает определенное количество циклов коррекции.

Анализ показал, что для околокруговых орбит с высотами в диапазоне от 400 км до 500 км, активный участок коррекции при допустимом отклонении периода обращения на 3 с (эквивалентно отклонению в 2,5 км по средней высоте околокруговой орбиты) составляет не более одних суток (0,4–0,7 сут) при различных состояниях атмосферы. Пассивный участок движения может продолжаться от 5 до 220 сут в зависимости от высоты орбиты и текущей солнечной активности. К примеру, для современной солнечной активности, на околокруговой орбите высотой порядка 450 км время пассивного движения до отклонения по периоду обращения на 3 с может составлять в диапазоне от 90 до 120 сут.

На основе полученных циклограмм поддержания орбиты малого КА был проведен расчет затрат рабочего тела на коррекцию и проведена оценка запасов рабочего тела на расчетный срок существования. Анализ показал, что при различной солнечной активности затраты рабочего тела на поддержание рабочей орбиты малого КА с высотой в диапазоне от 400 до 500 км в течение 3 лет составят от 5 до 10 кг.

В целом проведенные исследования показывают актуальность использования корректирующих ЭРД на малых КА семейства «АИСТ-2». На околокруговых орбитах со средней высотой около 450 км и выше при низкой солнечной активности поддержание орбиты в течение трех лет может не потребоваться в эпоху низкой солнечной активности (если не требуется прецизионного поддержания первоначальной орбиты). На орбитах с высотами ниже 450 км поддержание орбиты необходимо для обеспечения длительного существования КА (3 и более лет).

ANALYSIS OF THE EFFICIENCY OF USING ELECTRIC PROPULSION TO MAINTAIN A LOW ORBIT OF A SMALL SPACECRAFT

V.V. Volotsuyev
V.V. Salmin

volotsuev@mail.ru
sputnik@ssau.ru

Federal State Autonomous educational institution "the Samara national research University named after academician S. P. Korolev" (Samara University)

The analysis of the time parameters of the low orbit correction cyclogram of a small spacecraft with the help of low-thrust electric propulsion engines is carried out. The analysis of expenses of a working body for correction during a long interval of time is carried out.

СЦЕНАРНОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ КАК ИНСТРУМЕНТ УПРАВЛЕНИЯ ПОЛЕТОМ КОСМИЧЕСКОГО КОРАБЛЯ

М.М. Матюшин
А.В. Донсков

avdonskov@mai.education

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрен вопрос применения сценарного моделирования в качестве инструмента управления полетом космического корабля. Развитие космической техники обосновы-

вает актуальность развития новых подходов к процессу управления полета. Предлагаемый подход к построению сценариев полета космического корабля основывается на реализации полетных операций и оперативной оценки текущего состояния космического корабля. Предложены критерии перехода к альтернативным сценариям полета исходя из текущей полетной ситуации.

Полет космического корабля представляет собой процесс непрерывного последовательного выполнения полетных операций, смысл которых заключается в изменении текущего состояния космического корабля для достижения поставленных целей полета [1, 2]. Каждой полетной операции соответствует состояние космического корабля, которое описывается набором параметров телеметрической информации. По результатам анализа телеметрической информации с борта космического корабля группа оперативного управления принимает решение по дальнейшему ходу полета. Процесс управления полетом идет непрерывно.

Набор полетных операций определяется на этапе подготовки полета космического корабля, но условие непрерывности накладывает некоторые ограничения в представлении и описании процесса управления полетом. Динамичность процесса управления полетом космического корабля исключает возможность использования метода анализа текущей ситуации как статической, так он не является избыточным, а также не отражает «предысторию» процесса управления полетом и ограничен по возможностям прогноза путей развития ситуации управления полетом. В то же время представление процесса управления полетом как динамический процесс решения многошаговой задачи обуславливается решением задачи по определению исходной вершины для построения «дерева» решений. Это может быть выполнено в достаточно свободной форме. Необходимо учитывать влияние «предыстории» процесса на текущее состояние. В то же время факторы, влияющие на процесс управления полета, меняются с течением времени полета, что осложняет формализацию процесса управления полетом. Учет всех аспектов процесса управления полетом приведет либо к чересчур сложной модели управления полетом, которая не будет адекватно реагировать на изменение ситуации, либо слишком грубой, что может привести к неверным рекомендациям группе управления полетом [3, 4].

Однако на основании программы полета, которая состоит из набора полетных операций, группа управления теоретически создает модель сценария управления полетом и возможных исходов ситуаций вследствие возникновения событий разного рода. Для адаптации этой модели до адекватной и приемлемой степени в условиях дефицита времени, который характерен для принятия оперативных решений по управлению космического корабля, может быть применено сценарное моделирование.

В качестве критерия перехода от одной операции к другой предлагается использовать оценку текущего состояния космического корабля. В случае выявления отклонения состояний от штатного выполняется операция, направленная на возвращение к штатной ветви полета. Эта операция выбирается исходя из степени критичности нештатной ситуации, располагаемого времени и ресурсов.

В докладе рассмотрена возможность применения сценарного моделирования в различных вариациях на практике, например, для построения и анализа «траектории» полета космического корабля, как в штатном режиме, так и при возникновении нештатных ситуаций, с целью определения действия оперативной группы управления полетом космического корабля.

Литература

- [1] Соловьев В.А., Любинский В.Е., Матюшин М.М. Проблемы управления полетами пилотируемых космических комплексов // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2013. № 3. С. 39–52.

- [2] Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полетами, Т. 1, 2. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009. 426 с.
- [3] Матюшин М.М. Моделирование сценариев оперативного управления полетом космического аппарата // Наука и образование: научное издание. 2011. № 13.
- [4] Van Notten Ph. Scenario development: a typology of approaches // Think Scenario. Rethink Education. OECD, 2006. Pp. 69–84.

SCENARIO SIMULATION AS A TOOL SPACE SHIP FLIGHT MANAGEMENT

M.M. Matyushin

A.V. Donskov

avdonskov@mai.education

Moscow Aviation Institute (National Research University)

The report examined the use of scenario modeling as a spacecraft flight control tool. The development of space technology justifies the relevance of the development of new approaches to the flight control process. The proposed approach to constructing spacecraft flight scenarios is based on the implementation of flight operations and an operational assessment of the current state of the spacecraft. Criteria are proposed for the transition to alternative flight scenarios based on the current flight situation.

A spacecraft flight is a process of continuous sequential execution of a flight operations, the meaning of which is to change the current state of the spacecraft to achieve the set flight goals [1, 2]. Each flight operation corresponds to the state of the spacecraft, which is described by a set of telemetric information parameters. Based on the analysis of telemetric information from the spacecraft, the operational control group decides on the further course of the flight. The flight control process is ongoing.

The set of flight operations is determined at the stage of preparation for the flight of the spacecraft, but the continuity condition imposes some restrictions on the presentation and description of the flight control process. The dynamism of the spacecraft's flight control process excludes the possibility of using the current situation analysis method as static, since it is not redundant, nor does it reflect the "history" of the flight control process and is limited in terms of the ability to predict the development of the flight control situation. At the same time, the representation of the flight control process as a dynamic process of solving a multi-step problem is determined by the solution of the problem of determining the initial vertex for constructing a "decision tree". This can be done in a fairly free form. Again, it is necessary to take into account the influence of the "history" of the process on the current state. At the same time, factors affecting the flight control process change over time, which complicates the formalization of the flight control process.

Taking into account all aspects of the flight control process will lead either to an overly complex flight control model that will not adequately respond to a changing situation, or too coarse, which may lead to incorrect recommendations to the flight control group [3, 4].

However, based on the flight program, which consists of a set of flight operations, the control group theoretically creates a model of the flight control scenario and possible outcomes of situations due to various kinds of events. To adapt this model to an adequate and acceptable degree under the conditions of a time deficit that is typical for making operational decisions on controlling a spacecraft, scenario modeling can be applied.

It is proposed to use an assessment of the current state of the spacecraft as a criterion for the transition from one operation to another. In the event that deviations of

states from the regular state are detected, an operation is performed aimed at returning to the regular flight branch. This operation is selected based on the criticality of the emergency situation, the available time and resources.

The report examined the possibility of using scenario modeling in various variations in practice, for example, for constructing and analyzing the “trajectory” of a spacecraft's flight, both in normal mode and in case of emergency, in order to determine the actions of the operational group of the spacecraft's flight control.

Reference

- [1] Soloviev V.A., Lyubinsky V.E., Matyushin M.M. Problems of flight control of manned space systems // Vestnik MGTU im. N.E. Bauman. Series “Engineering”. 2013. No. 3. Pp. 39–52.
- [2] Solovyov V.A., Lysenko L.N., Lyubinsky V.E. Space Flight Management, Vol. 1, 2. M.: Izd-vo MGTU im. N.E. Bauman, 2009. 442 s.
- [3] Matyushin M.M. Modeling of scenarios of operational control of spacecraft flight // Science and Education: Scientific Edition of Moscow State Technical University named after N.E. Bauman. 2011. No. 13.
- [4] Van Notten Ph. Scenario development: a typology of approaches // Think Scenario. Rethink Education. OECD, 2006. Pp. 69–84.

АНАЛИЗ СТАРТОВОЙ МАССЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, УВОДЯЩИХ КРУПНЫЕ ОБЪЕКТЫ С НИЗКИХ ОРБИТ И ИЗ ОКРЕСТНОСТИ ГСО

А.А. Баранов¹

Д.А. Гришко²

Г.А. Щеглов²

А.С. Шолмин²

М.В. Стогний²

Н.Д. Каменев²

andrey_baranov@list.ru

dim.gr@mail.ru

¹ ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

Приведено сравнение эффективности двух вариантов увода крупных пассивных объектов на орбиты захоронения с низких орбит и из окрестности геостационарной орбиты. Показано, что существующие ракеты-носители способны вывести специальный космический аппарат-сборщик в требуемые области космического пространства.

Несмотря на различие возможных инструментов воздействия на крупный объект космического мусора? можно выделить два варианта его увода на орбиту захоронения (ОЗ). При первом варианте активный космический аппарат (КА) выполняет перелеты между объектами и «стыковку с ними», а их увод на ОЗ осуществляется при помощи тормозных двигательных модулей (ТДМ), закрепляемых на их поверхности. При втором варианте увод объекта на ОЗ осуществляется за счет его буксировки активным КА, который выполняет перелет к очередному объекту с ОЗ предыдущего объекта.

В опубликованных работах показано, что с точки зрения суммарной характеристической скорости первый вариант увода заметно выгоднее и для низких, и для высоких орбит. Однако если говорить о реализуемости этих вариантов, то ключевым вопросом является начальная масса заправленного КА-сборщика. При первом варианте увода она, помимо массы топлива маршевого двигателя и сухой массы КА, состоит из

суммарной сухой массы всех ТДМ и топлива в них. Это приводит к тому, что в процессе выполнения перелетов активный КА вынужден возить с собой заметную дополнительную массу, которая постепенно уменьшается по мере увода очередного объекта. При втором варианте КА выполняет роль буксира и вынужден уводить на ОЗ объект, обладающий массой в несколько тонн, что также приводит к дополнительному расходу топлива.

В докладе анализируется стартовая масса КА-сборщика в зависимости от варианта увода объектов и типа орбит (низкие/ ГСО). Для первого варианта увода дополнительно исследуется рациональное количество ТДМ на борту одного КА-сборщика. Сухая масса ТДМ с ЖРД принята равной 90 кг на основе результатов предварительного проектирования. В качестве уводимых объектов рассмотрены реальные ступени и разгонные блоки.

Моделирование показало, что для очистки защищаемой зоны ГСО первый вариант увода объектов малореализуем. Даже размещение 5 ТДМ на борту активного КА приводит к его полной выводимой массе порядка 5 т, что находится на пределе возможностей тяжелых ракет-носителей класса при условии компланарного выведения. Второй вариант увода возможен прежде всего потому, что для увода объекта на ОЗ и на возвращение обратно на ГСО требуется не более 20 м/с.

Для низких орбит реальных объектов (высоты 800...1300 км) формирование ОЗ со сроком существования 25 лет обойдется не менее чем в 100 м/с. Поэтому более выгоден первый вариант увода объектов при помощи ТДМ. В зависимости от вида уводимых объектов (можно выделить 5 однородных групп) рациональное количество ТДМ на борту изменяется от 8 до 12, а полная масса КА-сборщика — от 7 до 12 т. Возможности тяжелых ракет-носителей позволяют обеспечить выведение таких КА на требуемые высоты, а имеющиеся трассы выведения позволяют обеспечить попадание в требуемую плоскость без дополнительных энергетических затрат.

ANALYSIS OF LAUNCH MASS OF SPACECRAFT REQUIRED FOR LARGE OBJECTS DE-/RE-ORBITING FROM LEO AND GEO

A.A. Baranov¹

D.A. Grishko²

G.A. Shcheglov²

A.S. Sholmin²

M.V. Stognii²

N.D. Kamenev²

andrey_baranov@list.ru

dim.gr@mail.ru

¹Keldysh Institute of Applied Mathematics of RAS

²Bauman Moscow State Technical University

The report contains the efficiency comparison for two variants of space debris de-/re-orbiting. The study is focused on large passive objects, such as last stages and upper stages, located in LEO and GEO. It is shown, that the existing launch vehicles are capable of inserting a special spacecraft-collector into the required near-Earth orbits.

Despite of the availability of various instruments for dealing with large-size space debris, two possible variants of its de-orbiting to a disposal orbit (DO) can be singled out. Under the first approach, an active spacecraft (SC) transfers between objects and "docs with them" and then their transfers to DOs are effected using special thruster de-orbiting kits for (TDK) fixed on their surfaces. Under the second approach, an object is pushed to a DO

by an active SC, which executes a transfer to the next object in line from the DO of the previous object.

The available studies show that from the point of view of the total ΔV the first de-orbiting variant is much more beneficial both for low-Earth and high-Earth orbits. However, the key point in the context of their feasibility is the initial mass of the fuelled SC-collector. Under the first de-orbiting variant, in addition to the masses of fuel and the propulsion unit, and the SC dry mass, one should also take into account the total dry masses of all TDKs and fuel in them. As a consequence, in the course of transfers an active SC should carry certain additional mass, which gradually decreases as the next in line object has been de-orbited. Under the second variant, a SC, which operates as a towing vehicle, has to push to a DO an object of several metric tons, which also involves additional fuel consumption.

The report analyzes the total mass of a SC-collector versus de-orbiting variants and types of objects (LEO/GEO). For the first de-orbiting variant, we in addition examine the optimal number of TDKs onboard one SC-collector. Based on the preliminary design results, the mass of a dry liquid propelled TDK is assumed to be 90 kg. As de-orbited objects, one considers existing launch vehicle stages and upper stages.

Modeling shows that the first re-orbiting variant is hardly feasible for cleaning the GEO protected region. Even 5 TDKs onboard of an active SC makes it to weigh about 5 metric tons, which approaches the limit capabilities of heavy launch vehicles like "Proton M" or "Ariane 5" for coplanar injection. The second re-orbiting variant is feasible, above all, because a re-orbiting of an object to a DO and return back to the GEO requires at most 20 m/s.

For low-Earth orbits of existing objects (in the 800...1300 km altitude range), a formation of a DO with 25 years life span requires at least 100 m/s. Hence, the first de-orbiting variant with TDKs is more beneficial. Depending on the type of de-orbited objects (here 5 homogeneous groups can be singled out), the optimal number of onboard TDKs varies from 8 to 12, and the total mass of an SC-collector, from 7 to 12 metric tons. Heavy launch vehicles are capable of injecting such SCs to required altitudes and with the available injection trajectories they can hit the target plane without additional energy costs.

СРАВНИТЕЛЬНЫЙ АНАЛИЗ ПАРАМЕТРОВ ТРАЕКТОРИИ РКН «СОЮЗ-ФГ» И «СОЮЗ-2» ЭТАПА 1А НА ОСНОВЕ ДАННЫХ ВНЕШНЕТРАЕКТОРНЫХ ИЗМЕРЕНИЙ

А.С. Пачин¹
С.А. Сергеев²

pachin.as@ya.ru
sergeevsa@tsniimash.ru

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² АО «ЦНИИмаш»

В работе осуществлен сравнительный анализ кинематических параметров движения ракет космического назначения «Союз-ФГ» и «Союз-2» этапа 1а. Проводится оценка точности начальных параметров орбиты космического аппарата после его отделения.

25 сентября 2019 г. состоялся последний пуск ракеты космического назначения (РКН) «Союз-ФГ». В дальнейшем для выведения на околоземную орбиту пилотируемых космических кораблей (КК) будет применяться РКН «Союз-2» этапа 1а. С точки зрения анализа параметров траектории полета рассматриваемых РКН их отличительной особенностью является то, что РКН «Союз-ФГ» имеет аналоговую систему управления (СУ)

(наведение по «жесткой» траектории), а РКН «Союз-2» — цифровую СУ (терминальное наведение по «гибкой» траектории).

За время эксплуатации рассматриваемых РКН с помощью измерительных средств была получена необходимая для анализа параметров движения внешнетраекторная информация (ВТИ). Данные ВТИ представляют собой временной ряд кинематических параметров вектора состояния РКН в гринвичской относительной системе координат. На основе этой информации проведен сравнительный анализ, алгоритм и результаты которого представлены далее.

В качестве исходных были взяты данные ВТИ по 16 и 9 пускам РКН «Союз-ФГ» и «Союз-2» этапа 1а соответственно, проведенным в 2012–2019 гг., а также кинематические параметры номинальной траектории. Для дальнейшего анализа исходные данные были пересчитаны в стартовую систему координат $\{X_c, Y_c, Z_c, V_{xc}, V_{yc}, V_{zc}\}$ и приведены к единому шагу по времени, после чего вычислены изохронные вариации кинематических параметров движения как разность опытных (ВТИ) и номинальных данных. На основе полученных результатов рассчитаны математические ожидания и среднеквадратичные отклонения изохронных вариаций параметров вектора состояния РКН, построены их графические зависимости, на которых обозначены основные события, соответствующие циклограмме полета РКН «Союз-2»: отделение составных частей, участки терминального управления и коррекции траектории.

Анализ полученных результатов показал, что на этапе работы первой ступени параметры траектории обеих РКН близки к номинальным и имеют схожее поведение, что объясняется использованием «жесткой» программы управления на данном участке (полет в плотных слоях атмосферы). При дальнейшем полете для РКН «Союз-2» характерно большее среднеквадратичное отклонение координаты X_c и проекции скорости V_{xc} от их номинальных значений, однако наличие терминальных участков управления обеспечивает меньшие отклонения по Y_c, Z_c и V_{yc}, V_{zc} . Математическое ожидание отклонения координаты Z_c РКН «Союз-ФГ» в процессе полета постоянно увеличивается, что вызвано накоплением ошибок наведения по «жесткой» траектории, которые зависят от продолжительности полета. Следует отметить, что в момент отделения космического корабля компоненты вектора скорости рассматриваемых РКН стремятся к своим номинальным значениям. Это связано с основной задачей СУ РКН — выводением КК на требуемую орбиту с заданной точностью.

Для оценки и сравнения точности выведения рассматриваемых РКН были рассчитаны математические ожидания и среднеквадратичные отклонения оскулирующих элементов орбиты отделившегося космического аппарата. Анализ результатов расчета показал, что РКН «Союз-2» этапа 1а обеспечивает лучшие точностные характеристики при формировании начальной орбиты космического аппарата благодаря наличию на этапе выведения участков терминального управления и коррекций траектории.

Проведенное исследование подтверждает положительный вклад терминального управления, реализованного в цифровой СУ РКН «Союз-2» этапа 1а, в точность выведения космического аппарата.

COMPARATIVE ANALYSIS OF TRAJECTORY PARAMETERS OF SPACE ROCKET «SOYUZ-FG» AND «SOYUZ-2» STAGE 1A BASED ON EXTERNAL TRAJECTORYS INFORMATION DATA

A.S. Pachin¹

pachin.as@ya.ru

S.A. Sergeev²

sergeevsa@tsniimash.ru

¹ Bauman Moscow State Technical University

² JSC "TsNIIMash"

A comparative analysis of the kinematic parameters of the motion of space rockets «Soyuz-FG» and «Soyuz-2» of stage 1a was carried out. The accuracy of the initial parameters of the orbit of the spacecraft after its separation is evaluated.

ОСОБЕННОСТИ ТРАЕКТОРИЙ С НЕСКОЛЬКИМИ ВХОДАМИ В АТМОСФЕРУ ПРИ ВОЗВРАЩЕНИИ ОТ ЛУНЫ С ТОЧКИ ЗРЕНИЯ ИНЕРЦИОННЫХ И ТЕПЛОВЫХ НАГРУЗОК

В.В. Леонов

Д.А. Гришко

М.А. Айрапетян

Г.А. Никитин

О.С. Швыркина

lv-05@mail.ru

dim.gr@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

При возвращении космического аппарата с Луны его прямой вход в атмосферу происходит с околопараболической скоростью. При реализации спуска с несколькими входами в плотные слои атмосферы имеет место заметное уменьшение перегрузки. Однако такие траектории приводят к менее интенсивному, но более продолжительному воздействию тепловых потоков на поверхность возвращаемого модуля.

В последние годы ряд космических агентств анонсировал проработку долговременных программ по исследованию и в перспективе освоению Луны. Программы Артемис (США), Чаньэ (КНР), Чандраян (Индия) и Луна (РФ) включают в себя, в том числе облет Луны, посадку автоматических или пилотируемых аппаратов на ее поверхность и доставку образцов грунта обратно на Землю. В перспективе также планируется создание лунной базы либо на орбите Луны, либо на ее поверхности. В случае полной реализации данных программ ожидается значительное увеличение грузооборота между Землей и Луной, что делает весьма перспективными работы, направленные на исследование возможностей повышения «комфортности» спуска посадочного модуля при возвращении на Землю.

При возвращении посадочного модуля с Луны его вход в атмосферу происходит с около параболической скоростью, что приводит к значительным тепловым и инерционным нагрузкам, нехарактерным для спуска с низкой околоземной орбиты. Вместе с тем земная атмосфера представляет собой естественный способ торможения межпланетных модулей различных геометрических форм. Получающаяся после первого прохождения атмосферы орбита представляет собой эллипс, апогей которого быстро понижается при повторных входах в атмосферу.

При возвращении баллистической капсулы существует критическая высота прицельного перигея, при достижении которой объект падает на Землю, не совершив вто-

рого витка. Кроме того, возможно получить траектории, при которых орбита возвращаемого модуля деградирует до эллипса с апогеем 200 км за несколько витков, что незначительно увеличивает время перелета от Луны, но заметно уменьшает действующую перегрузку и приближает условия спуска к хорошо освоенному сходу с низкой орбиты. При такой схеме уменьшается и интенсивность тепловых нагрузок, однако увеличивается их продолжительность, что в итоге приводит к уносу большей массы теплозащитного покрытия.

Для эффективной реализации траекторий с многократным входом в атмосферу для аппаратов скользящего типа необходимо обеспечить определенное сочетание скорости посадочного модуля, его балансирующего угла атаки и высоты прицельного перигея, в противном случае возможно как прямое «падение» на Землю без выхода на второй виток, так и наоборот — сильный рикошет от атмосферы. При использовании многократных входов в атмосферу необходимо найти компромисс между желанием быстро погасить скорость объекта (что в пределе ведет к баллистическому спуску) и стремлением получить траекторию с минимальными перегрузками. Область возможных решений этой задачи определяется аэродинамическими характеристиками возвращаемого модуля. Однако свои коррективы вносят и тепловые процессы, сопровождающие взаимодействие поверхности модуля с атмосферой. Известны успешные проекты конца 1960-х «Зонд-6, 7, 8», в которых возвращаемый модуль при подлете к Земле по орбите с условным перигеем около 45 км за счет аэродинамического качества отлетал до высоты примерно 200 км и далее выполнял посадку. Советские миссии серии «Луна» и американские миссии Apollo не использовали атмосферный рикошет, а свортывание этих программ привело к недостаточному изучению особенностей таких траекторий.

В докладе анализируются возможности использования атмосферного рикошета возвращаемыми модулями баллистического класса и аппаратами скользящего спуска, например «Союз» и «Аполлон». Показаны параметры орбит, получающиеся при конкретных углах атаки и высотах прицельного перигея. Исследованы преимущества и недостатки многократного входа в атмосферу при возвращении с Луны с точки зрения инерционных и тепловых нагрузок.

THE TRAJECTORIES WITH MULTIPLE DIVES INTO THE ATMOSPHERE: INERTIA AND THERMAL LOADS ASPECTS

V.V. Leonov
D.A. Grishko
M.A. Ayrapetyan
G.A. Nikitin
O.S. Shvyrkina

lv-05@mail.ru
dim.gr@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

When a re-entry module returns from the Moon, it enters the atmosphere with near-parabolic velocity. Multiple dives into the atmosphere, if used, can allow the significant decrease of overloads. At the same time, such trajectories give less intensive but more extended heat flow impact on the surface of descending module.

ПРИМЕНЕНИЕ МУЛЬТИАГЕНТНЫХ ТЕХНОЛОГИЙ В ПРОЦЕССЕ ПЛАНИРОВАНИЯ ПОЛЕТНЫХ ОПЕРАЦИЙ

В.И. Станиловская¹

А.М. Беляев¹

Т.А. Васильева^{1,2}

tane4ka0996@mail.ru

¹ ПАО «РКК «Энергия»»

² МГТУ имени Н.Э. Баумана

В данной работе рассматривается возможность применения мультиагентных технологий в системе управления космическими полетами, а именно в Автоматизированной системе планирования полетных операций Российского сегмента Международной космической станции.

После качественного скачка в развитии космических технологий в XX в. человечество вступило в эру количественного накопления аппаратов на орбите нашей планеты для выполнения различных задач, и, в том числе, для освоения дальнего космоса. Человечество прошло долгий путь от исследования возможности пребывания человека в космосе к постоянной жизни и работе на орбите Земли. Федеральная космическая программа России на 2016–2025 гг. сейчас направлена на создание научно-технического задела расширения космической деятельности в околоземном пространстве, а также на автоматическое и пилотируемое исследование Луны и Марса.

Планирование занимает центральное место в управлении космическими полетами. Оно является обязательным и неотъемлемым элементом этого процесса. По своей сути планирование представляет собой оптимальное распределение задач для достижения поставленных целей на определенном интервале времени.

Процесс разработки планов полета имеет неоднократные итерации и осуществляется с помощью специализированных средств планирования. В 2012 г. начата эксплуатация Автоматизированной системы планирования (АСП) Российского сегмента (РС) Международной космической станции (МКС). Она учитывает все особенности организации процесса планирования, контроля и управления деятельностью экипажей и наземного персонала космического комплекса, позволяет оперативно реагировать на отклонения от запланированного и совершенствовать процесс планирования, учитывая опыт предыдущих планов [1].

Современные средства автоматизации сейчас значительно упрощают процесс планирования и снимают со специалиста группы планирования большой спектр однотипных, монотонных и других разнообразных задач, но не способны полностью заменить его. Однако для дальнейшего освоения околоземного пространства, Луны и Марса, а также исследования дальнего космоса необходимо стремиться к переходу от автоматизированных систем к автоматическим.

Благодаря появлению новых технологических решений в настоящее время это становится возможным. Одним из направлений модернизации является попытка создания модуля автоматического построения планов на базе имеющейся АСП РС МКС. Реализовать это возможно с применением мультиагентных технологий, которые позволят в достаточной степени воссоздать процесс планирования, с учетом некоторых искусственно введенных ограничений.

Для создания будущего модуля автоматического планирования в первую очередь была разработана база знаний (онтология) планирования полетных операций (ПО). Онтология — это способ формализации знаний о предметной области в форме, удобной как для компьютерной обработки, так и для понимания человеком [2].

Онтология создаваемого модуля содержит в себе базу данных, а также все правила и ограничения, накладываемые на взаимосвязь этих данных и на работу с ними. Для осуществления гибкого планирования и оперативного перепланирования по ситуациям в онтологии были определены все необходимые атрибуты (описывают ПО), а также с помощью функции удовлетворенности заданы требуемые ограничения. Кроме того, на основе разработанной базы знаний необходимо реализовать систему контроля показателей качества планирования и оптимизации планов по заданным критериям.

Для каждой ПО определяется общая функция удовлетворенности путем сложения функций удовлетворенности по различным критериям с различными весовыми коэффициентами, которые настраиваются для каждой конкретной ситуации. В случае если общая функция удовлетворенности меньше допустимого значения, необходимо перепланирование. Общая удовлетворенность всего плана находится как сумма удовлетворенностей всех ПО.

По всем описанным выше «требованиям» был создан первый прототип модуля. По итогам проведения испытаний этого модуля можно сделать вывод, что полученные результаты удовлетворяют ожиданиям, т. е. заложенный алгоритм работает верно, соблюдаются все заданные ограничения, накладываемые на процесс планирования. Тенденция по улучшению качества получаемых расписаний со временем работы алгоритма наблюдается и устойчива.

Однако стоит заметить, что планы, формируемые созданным модулем, в некоторых аспектах уступают планам, разработанным специалистом-планировщиком, обладающим большим опытом. Для получения лучших результатов следует внести в модуль ряд дополнений:

- 1) обеспечить учет особенностей планирования операций бытовой зоны экипажа;
- 2) увеличить горизонт планирования (на текущий момент он ограничен одними сутками);
- 3) увеличить число используемых критериев оптимальности и атрибутов ПО;
- 4) ввести дополнительные правила и ограничения, используемые при составлении плана работ.

В целом результаты анализа работы модуля положительные, и реализация описанных дополнений планируется в ближайшее время. Модернизация разработанного модуля по каждому из указанных направлений в дальнейшем обеспечит:

- при работе в Центре управления полетом — экономии времени на разработку планов и их оптимизацию; а также повышение надежности путем уменьшения объема работ специалистов Главной оперативной группы управления;
- при освоении дальнего космоса — возможность оперативного составления, анализа и коррекции планов различного уровня на борту космического аппарата.

Литература

- [1] Станиловская В.И. Автоматизированная система планирования полета Российского сегмента Международной космической станции / В.И. Станиловская, А.М. Беляев, С.И. Потоцкий [и др.] // Программные продукты и системы. Научно-практическое издание. 2013. № 3 (103). С. 48–54.
- [2] Станиловская В.И. Подход к адаптивному планированию полетных операций российского сегмента международной космической станции на основе мультиагентных технологий / В.И. Станиловская, А.М. Беляев, О.И. Лахин, А.И. Носкова, Д.Н. Иванова // Труды XVII Междунар. конф. «Проблемы управления и моделирования в сложных системах». Самара, 22–25 июня 2015 г. Самара: СНЦ РАН, 2015. С. 147–157.

APPLICATION OF MULTI-AGENT TECHNOLOGIES IN THE PROCESS OF PLANNING OF FLIGHT OPERATIONS

V.I. Stanilovskaya¹

A.M. Belyayev¹

T.A. Vasil'yeva^{1,2}

tane4ka0996@mail.ru

¹ S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia

² Bauman Moscow State Technical University

This paper considers the possibility of using multi-agent technologies in a space flight control system, namely, in the Automated Flight Planning System of the Russian segment of the International Space Station.

РЕШЕНИЕ НЕКОТОРЫХ СПЕЦИАЛЬНЫХ ЗАДАЧ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ РАКЕТЫ-НОСИТЕЛЯ НА НАЧАЛЬНОМ УЧАСТКЕ ПОЛЕТА МЕТОДОМ АКОР

В.Т. Бобронников

М.В. Трифонов

trifonov.m@yahoo.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Работа посвящена решению двух специальных задач управления движением ракеты-носителя (РН) на начальном участке полета: управляемый увод струй ракетных двигателей (РД) и управляемый аварийный увод РН при отказе двигателя. Регуляторы системы управления (СУ) движением РН формируются путем решения модифицированного варианта задачи аналитического конструирования регуляторов (АКОР) А.М. Летова. Эффективность разработанных алгоритмов управления подтверждена их моделированием в составе детальной модели движения РН.

Снижение затрат на запуск космических аппаратов с использованием ракет-носителей является одной из ключевых задач современной космонавтики. Среди известных способов решения данной проблемы, таких как многократное использование первой ступени ракеты-носителя, запуск РН с поверхности океана и др., важной мерой является повышение требований безопасности и сохранности стартового комплекса (СК) и его сооружений. В качестве таких требований в данной работе рассматриваются меры, направленные на снижение термодинамических и механических воздействий на сооружения СК со стороны РН, а также предотвращение столкновения РН с сооружениями СК при аварийном отключении одного из двигателей РН.

При движении РН на начальном участке полета (в интервале высот от нуля до 300 м) струи РД оказывают негативное термическое воздействие на сооружения СК (газоход, кабель-заправочную башню (КЗБ) и другие). При отказе одного из двигателей РН возможно соударение РН с КЗБ, которое может привести к разрушению СК [1]. Альтернативой к известным пассивным методам защиты сооружений СК, таким как использование теплостойких, высокопрочных материалов в конструкциях СК и применение других вспомогательных средств, могут использоваться усовершенствованные алгоритмы управления движением РН, обеспечивающие:

1) управляемый увод струй РД в заранее подготовленный термозащищенный сектор на стартовой плоскости;

2) аварийный увод РН от сооружений СК при отказе одного из двигателей.

Каждый из указанных двух алгоритмов включает в себя программу увода, формируемую заранее и учитывающую конструктивные особенности и расположение ответственных сооружений СК, а также специально формируемый закон управления угловым движением РН, обеспечивающий реализацию программы увода [2]. В работе предполагается, что обе программы увода являются заданными, а целью работы является разработка алгоритмов управления угловым движением РН, обеспечивающих реализацию этих программ. Для решения специальных задач управления движением РН в работе предложен модифицированный вариант задачи АКОР, основу которого составляет теория Летова — Калмана.

Особенностью модифицированной задачи АКОР является присутствие в составе вектора выхода вектора управления, а в правой части уравнения состояния — детерминированного вектора входов. Решение такой задачи в работе получено с использованием метода динамического программирования Беллмана [3], результатом которого являются алгоритмы оптимального управления угловым движением РН как линейной нестационарной системы в задачах управляемого увода струй и аварийного увода самой РН. Поиск оптимальных значений весовых коэффициентов критерия управления [4] осуществлялся методом перебора, при выборе которых учитывались три основных фактора: движение РН на допустимом расстоянии от сооружений СК, энергетические потери РН на реализацию маневра увода и выполнение заданных конечных условий.

Эффективность разработанных алгоритмов подтверждена результатами имитационного моделирования замкнутой СУ РН. При моделировании дополнительно учитывался случайный горизонтальный ветер в атмосфере. Показано, что решение задач синтеза СУ РН как модифицированной задачи АКОР обеспечивает реализацию указанных программ управления с допустимой точностью. Углы отклонения сопел двигателей, тангажа и рыскания РН, необходимые для выполнения маневров увода, являются небольшими.

Литература

- [1] Trifonov M.V., Altshuler A.Sh. and Bobronnikov V.T. Development of a launch vehicle control algorithm at the initial flight part in case of one of the engines' failure // Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 2019. № 1. С. 16–29. DOI: 10.18698/0236-3941-2019-1-16-29
- [2] Malyshev V.V., Krasilshikov M.N., Bobronnikov V.T. et al. Aerospace vehicle control. Modern theory and applications. Printed by Brazilian Space Agency, 1996, 388 p.
- [3] Александров А.Г. Оптимальные и адаптивные системы. М.: Электронная книга, 2003. 278 с.
- [4] Романова И.К. Об одном подходе к определению весовых коэффициентов метода пространства состояний // Наука и образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана. Электронный журнал. 2015. № 4. С. 105–129. DOI: 10.7463/0415.0763768

SOLVING OF THE SOME SPECIAL CONTROL PROBLEMS OF LAUNCH VEHICLE AT THE INITIAL FLIGHT PART USING THE AKOR METHOD

V.T. Bobronnikov

M.V. Trifonov

trifonov.m@yahoo.com

Moscow Aviation Institute (National Research University)

The scientific work is devoted to develop a launch vehicle (LV) motion control algorithms for solution of the two special control problems at the initial flight part: controlled engines plumes

displacement and LV emergency displacement in case of engine failure. The implementation of the displacement process in both tasks provides the execution of specified preset programs. For the formation controllers of the LV angular motion control system this paper proposes a modified version of analytical design of controllers (AKOR) problem solution. Efficiency of the developed control algorithms is verified by the simulation results of modeling the algorithms as a part the detailed perturbed LV motion model.

Reducing the cost of launching spacecraft using LV is one of the key tasks of modern astronautics. Among the known ways to solve this problem, such as multiple use of the first stage of the LV, launching the LV from the ocean surface, etc., an important measure is to increase the safety requirements for the launch facilities (LF). As such requirements, this work considers measures aimed at reducing the thermodynamic and mechanical effects of the LV on the structures of the LF, as well as preventing collisions of the LV with the structures of the LF during an emergency shutdown of one of the jet engines. During the LV flight at the initial launch phase (in the altitude range from zero to 300 m), the jet engine plumes have a negative thermal impact on the structures of the LF (flame duct, umbilical tower etc.). Also in the case of engine failure, there is a possibility of LV impact with the umbilical tower located near the launch pad, which can lead to the destruction of the LF [1]. As a supplement to the well-known passive methods of protecting structures of the LF, such as the use of heat-resistant, high-strength materials in the designs of the LF and the use of other auxiliary means, special algorithms developed in advance for the LV motion can be used to provide:

- 1) controlled displacement of the LV's engines plumes to prepared heat-insulated sector on the launching plane;

- 2) controlled LV emergency displacement in a direction from the LF in the case of an emergency shutdown of the jet.

For both cases, before the launch, a displacement programs should be formed based on the design features of the launch complex and the location of the critical structures of the launch complex. Each of these two algorithms includes a displacement program, which is formed in advance considering the design features and location of critical structures of the launch complex, as well as a specially formed control law for angular motion of the LV, ensuring the implementation the displacement program [2]. It is assumed that both displacement programs are formed in advance, and the aim of the work is to develop the algorithms for controlling the angular motion of the LV, ensuring the implementation of these programs. To solve the problem, the modified version of AKOR problem, based on the Letov-Kalman theory is proposed and used.

A feature of this version of the problem is the presence in the output vector of the control vector and the right side of the state equation contains the vector of inputs caused by the additional deviation of the jets nozzles to provide the LV motion in the balancing mode after engine failure. The modified AKOR problem have been solved using the Bellman's dynamic programming method [3], whose solution is algorithms for optimal control of the angular motion of the LV as a linear non-stationary system with controlled jet diversion and emergency LV displacement itself. The optimal values of the weight coefficients of the control criterion [4] were determined by the brute force method, taking into account three main factors: the position of the moving LV and the LF should be at a certain distance, loss of energy should be minimal, boundary conditions must be met with a desired accuracy.

Efficiency of the developed LV motion control algorithms is confirmed by the simulation results of the first stage LV closed-loop control system. The random horizontal wind in the atmosphere was included. It is shown that the solution of the task of synthesis of the control system of the LV as a modified version of the AKOR problem ensures the implementation of the specified control programs with permissible accuracy. The

deflection of the nozzles of the jet engines, pitch and yaw angles of the LV, which are necessary for carrying out maneuvers of displacement are small.

References

- [1] Trifonov M.V., Altshuler A.Sh. and Bobronnikov V.T. Development of a launch vehicle control algorithm at the initial flight part in case of one of the engines' failure // Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering, 2019. No 1. P.16–29. DOI: 10.18698/0236-3941-2019-1-16-29
- [2] Malyshev V.V., Krasilshikov M.N., Bobronnikov V.T. et al. Aerospace vehicle control. Modern theory and applications. Printed by Brazilian Space Agency, 1996. 388 p.
- [3] Aleksandrov A.G. Optimal and adaptive systems. Moscow: Electronic book Publ., 2003. 278 p (in Russian).
- [4] Romanova I.K. About one approach to determine the weights of the state space method // Science and Education of the Bauman MSTU Electronic Journal, 2015. No 4. P.105–129. DOI: 10.7463/0415.0763768.

СОВРЕМЕННЫЕ ПОДХОДЫ К ВЫЯВЛЕНИЮ ИЗМЕНЕНИЯ ФОРМЫ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ В ПРОЦЕССЕ ДВИЖЕНИЯ

И.К. Романова

irina.romanova@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены проблемы возможного изменения формы летательных аппаратов в процессе движения. Показана эффективность использования таких обобщенных параметров, как динамические коэффициенты, на примере анализа движения деформированных тел. Отмечена возможность применения не только традиционных подходов идентификации, но и новых методов интеллектуального анализа данных. Приводится классификация индикаторов состояния.

Явление изменения формы в процессе движения наблюдается для многих видов летательных аппаратов. Изменение формы при этом может быть как обратимым, так и необратимым. В первом случае часто наблюдается явление аэроупругости. Во втором случае явление можно охарактеризовать как различного рода повреждения, в том числе как повреждение отдельных элементов, например крыльев, так и деформация — необратимое искривление удлиненных тел или появление асимметрии в спускаемых летательных аппаратах и т. п. Проблема аэроупругости рассматривается с нескольких позиций, а именно, формирование моделей аэродинамики, динамики, устойчивости и управления. Ряд работ посвящен совместному решению задачи моделирования и исследования устойчивости деформированных тел с необратимыми деформациями и асимметриями. Асимметрия, связанная с повреждением элементов летательного аппарата, представлена, например, в [1].

Влиянию деформаций на аэродинамику и баллистику деформированных тел посвящен ряд работ автора. В статьях [2, 3] были заложены теоретические основы исследований динамики таких асимметричных тел, проведена систематизация видов деформаций, определены способы их описания, выявлены определяющие параметры динамики деформированных тел. В [4] предложен анализ устойчивости движения по крену деформированных удлиненных тел. При этом предполагается известным сам факт и количественные оценки изменения формы. В данной статье рассматривается проблема обнаружения нежелательных изменений формы летательного аппарата.

В настоящее время с активным внедрением во все сферы жизни и производства технологий интеллектуального анализа данных открываются широкие перспективы решения также и проблемы обнаружения деформаций летательных аппаратов.

Возможна следующая общая классификация подходов к решению рассматриваемой проблемы:

- применение математических моделей, на основе которых заранее формируются базы данных всевозможных случаев отказов;
- использование методов DATA MINING для обработки данных с датчиков, получаемых в процессе движения;
- комбинированные подходы, которые реализуются на практике.

Использование математической модели показано для выявления деформации удлинённых тел. Расчеты проводились по методикам [2, 3]. Получена система в отклонениях параметров движения недеформированного и деформированного тел и выведены формулы для изменений динамических коэффициентов. Левую часть рассчитывают по результатам измерений угловых скоростей, наклона траектории и углов атаки. В правой части последовательно рассчитываются отклонения динамических коэффициентов. Далее рассчитываются приращения производных вследствие деформации, и по расчетным графикам для недеформированных и деформированных тел оценивается степень деформации. Предложены эффективные способы хранения эталонной информации с учетом анализов характеристик исследуемых тел на наличие критических участков, в которых оценку допустимого укрупнения шага предлагается вести на основе анализа фронта Парето относительной производной (приращения) функции.

Современные методы обнаружения повреждений дают неизмеримо более широкий аппарат, чем простая идентификация, ориентирующийся на использование методов интеллектуального анализа данных. Среди этих инструментов:

- предварительная обработка с помощью функций очистки, в том числе определение наличия недостающих данных и дополнение недостающих данных; работа с противоречивыми данными: удаление выбросов, фильтрация данных с помощью фильтра скользящего среднего, сглаживание данных с помощью свертки, удаление тренда;
- использование специальных конструкторов диагностических объектов;
- обоснованный выбор индикаторов состояния — признаков системных данных, описывающих нормальное и отличное от нормального поведение системы.

Особая роль индикаторов вводит необходимость их классификации:

- параметры модели, такие как коэффициенты линейной подгонки, изменение которых может указывать на неисправность;
- статистические свойства параметров модели, такие как дисперсия, выход которой за пределы статистического диапазона для номинальной системы может свидетельствовать о неисправности;
- динамические свойства, такие как положения полюсов или коэффициенты демпфирования по сравнению с динамики расчетной модели.

На основе выбора индикаторов предлагается выполнять следующие виды анализов, которые могут проводиться во временной области, в частотной области, в частотно-временной области:

- простой анализ, такой как изменение среднего значения данных с течением времени;
- более сложный анализ сигнала: частота пиковой величины, спектр сигнала, или статистический момент, описывающий изменения в спектре с течением времени;
- основанный на модели анализ данных, таких как максимальное собственное значение состояния модели в пространстве состояний;
- сочетание модельных и сигнальных подходов: использование сигнала для оценки динамической модели, вычисления остаточного сигнала и выполнение статистического анализа остаточного сигнала;

- свертка нескольких функций в одном эффективном критерии при сравнении эталонных и реальных процессов по аналогии с решением задачи многокритериальной оптимизации (МКО);
- нетрадиционное использование идентификации для обнаружения резких изменений в системе;
- использование расширенного фильтра Калмана в том числе для разделения причин отклонений на повреждение ЛА и отказы датчиков;
- применение методов редукции моделей для упрощения проводимых анализов;
- использование метода главных компонент;
- применение факторного анализа;
- определение областей повреждений через решение задачи кластеризации;
- использования кривых Эндрюса;
- методы визуализации многомерных данных.

Литература

- [1] Sun H., Yu J, Siyu Zhang S. The Control of Asymmetric Rolling Missiles Based on Improved Trajectory Linearization Control Method // J. Aerosp. Technol. Manag., São José dos Campos. Jul. — Sep., 2016. Vol. 8, No. 3. Pp. 319–327.
- [2] Романова И.К., Соловьев В.С. Разработка матричного метода описания геометрии и расчета аэродинамических характеристик тел с произвольно искривленной осью // Наука и образование: электронное научно-техническое издание. 2012. № 11. DOI: 10.7463/1112.0492155
- [3] Романова И.К. Соловьев В.С. Параметрические исследования динамики некоторых видов деформированных тел // Вопросы оборонной техники. Сер. 16. Технические средства противодействия терроризму. 2016. № 7–8 (97–98). С. 82–89.
- [4] Романова И.К. Моделирование устойчивости движения деформированных удлиненных тел на основе вариаций угловых скоростей крена // Труды СПИИРАН. 2019. Вып. 18 (3). С. 646–677.

MODERN APPROACHES TO DETECT CHANGES IN THE SHAPE OF AIRCRAFT IN THE PROCESS OF MOVEMENT

I.K. Romanova

irina.romanova@bmstu.ru

MSTU named after N.E. Bauman

The problems of possible changes in the shape of aircraft in the process of movement are considered. The efficiency of using such generalized parameters as dynamic coefficients is shown on the example of analysis of the movement of deformed bodies. The possibility of using not only traditional identification approaches, but also new methods of data mining was noted. The classification of status indicators is given.

The phenomenon of shape change during movement is observed for many types of aircraft. The change in shape in this case can be either reversible or irreversible. In the first case, the phenomenon of aeroelasticity is often observed. In the second case, the phenomenon can be characterized as various types of damage, including damage to individual elements, for example, wings, and deformation — the irreversible curvature of elongated bodies or the appearance of asymmetry in descent aircraft, etc. The problem of aeroelasticity is considered from several positions, namely, the formation of models of aerodynamics, dynamics, stability and control. A number of works are devoted to the joint solution of the problem of modeling and studying the stability of deformed bodies

with irreversible deformations and asymmetries. Asymmetry associated with damage to aircraft elements is presented, for example, in [1].

A number of the author's works are devoted to the influence of deformations on the aerodynamics and ballistics of deformed bodies. Articles [2, 3] laid the theoretical foundations for studying the dynamics of such asymmetric bodies, systematized the types of deformations, determined methods for their description, and identified the defining dynamics parameters of deformed bodies. In [4], an analysis of the stability of movement along the roll of deformed elongated bodies was proposed. At the same time, the fact itself and quantitative estimates of shape change are known. This article discusses the problem of detecting unwanted changes in the shape of the aircraft.

Currently, with the active introduction of data mining technologies in all spheres of life and production, wide prospects for solving the problems of detecting deformations of aircraft are also opening up.

The following general classification of approaches to solving the problem is possible:

- application of mathematical models, on the basis of which databases of various cases of failures are formed in advance;
- use of DATA MINING methods for processing data from sensors obtained during movement;
- combined approaches that are put into practice.

The use of a mathematical model is shown to detect the deformation of elongated bodies. The calculations were carried out according to the procedures [2, 3]. A system is obtained in the deviations of motion parameters of undeformed and deformed bodies and formulas are derived for changes in dynamic coefficients. The left side is calculated from the results of measurements of angular velocities, inclination of the trajectory and angles of attack. On the right side deviations of dynamic coefficients are sequentially calculated. Further, the increments of derivatives due to deformation are calculated, and the degree of deformation is estimated from the calculated graphs for undeformed and deformed bodies. Effective methods are proposed for storing reference information, taking into account analyzes of the characteristics of the bodies under investigation for the presence of critical sections, in which it is proposed to estimate the acceptable step enlargement based on the analysis of the Pareto front relative derivative (increment) of the function.

Modern methods for detecting damage give an immeasurably wider apparatus than simple identification, focusing on the use of data mining methods. Among these tools:

- pre-processing with the help of cleaning functions, including determination of the presence of missing data and addition of missing data; work with conflicting data: removing outliers, filtering data using a moving average filter, smoothing data using convolution, deleting a trend;
- use of special constructors of diagnostic objects;
- a reasonable choice of status indicators — signs of system data that describe normal and different from normal system behavior.

The special role of indicators introduces the need for their classification:

- model parameters, such as linear fit factors, a change in which may indicate a malfunction;
- statistical properties of the model parameters, such as variance, which out of the statistical range for the nominal system may indicate a malfunction;
- dynamic properties, such as pole positions or damping coefficients in comparison with the dynamics of the calculation model.

Based on the choice of indicators, it is proposed to perform the following types of analyzes that can be carried out in the time domain, in the frequency domain, in the time-frequency domain:

- simple analysis, such as a change in the average value of data over time;
- more complex signal analysis: peak frequency, signal spectrum, or statistical moment describing changes in the spectrum over time;
- model-based data analysis, such as the maximum eigenvalue of a model's state in a state space;
- combination of model and signal approaches: using a signal to evaluate a dynamic model, calculate the residual signal, and perform statistical analysis of the residual signal;
- convolution of several functions in one effective criterion when comparing reference and real processes by analogy with the solution of the multicriteria optimization problem (CIE);
- unconventional use of identification to detect sudden changes in the system;
- use of the extended Kalman filter, including to separate the causes of deviations into aircraft damage and sensor failures;
- application of model reduction methods to simplify the analysis;
- using the principal component method;
- application of factor analysis;
- identification of damage areas through the solution of the clustering problem;
- use of Andrews curves;
- methods of visualization of multidimensional data.

References

- [1] Sun H., Yu J, Siyu Zhang S. The Control of Asymmetric Rolling Missiles Based on Improved Trajectory Linearization Control Method // J. Aerosp. Technol. Manag., São José dos Campos. Jul.-Sep. 2016. Vol. 8, No. 3. Pp. 319–327.
- [2] Romanova I.K., Solov'yev V.S. Razrabotka matrichnogo metoda opisaniya geometrii i rascheta aerodinamicheskikh kharakteristik tel s proizvol'no iskrivlennoy os'yu // Nauka i obrazovaniye: Elektronnoye nauchno-tekhnicheskoye izdaniye. 2012. No. 11. DOI: 10.7463/1112.0492155
- [3] Romanova I.K. Solov'yev V.S. Parametricheskiye issledovaniya dinamiki nekotorykh vidov deformirovannykh tel // Voprosy oboronnoy tekhniki. Seriya 16. Tekhnicheskiye sredstva protivodeystviya terrorizmu. 2016. No. 7–8 (97–98). Pp. 82–89.
- [4] Romanova I.K. Modelirovaniye ustoychivosti dvizheniya deformirovannykh udlinennykh tel na osnove variatsiy uglovykh skorostey krena // Trudy SPIIRAN. 2019. Vyp. 18 (3). Pp. 646–677.

ПОДБОР И ИЗУЧЕНИЕ ПРОЕКТНЫХ И БАЛЛИСТИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК НАНОСПУТНИКА ДЛЯ ИССЛЕДОВАНИЯ АСТЕРОИДА АПОФИС

О.Л. Старинова
Е.А. Николаева
А.Ю. Шорников

nikolaevalizaveta@mail.ru

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва

Рассматриваются объекты несферической формы и с малым гравитационным притяжением, например, астероиды, спутники планеты и кометы. Авторы статьи рассматривают управление движением в окрестности объекта с нерегулярным гравитационным полем. Математическая модель системы учитывает притяжение Земли, Солнца, малого тела. Авторами статьи разработан программный комплекс для моделирования и визуализации траекторий и программ управления, которые используются для поддержки космических аппаратов вблизи астероида. В данной статье рассматривает-

ся возможность использования вспомогательной силовой установки для исследования астероида космическим аппаратом.

Проблема астероидной опасности для Земли давно привлекает внимание ученых и общества. Основное внимание в исследовании уделяется катастрофам космического происхождения на поверхности Земли и наблюдениям околоземных астероидов, что позволило подтвердить серьезность астероидной угрозы Земле и необходимость разработки мер по ее предотвращению [1]. В последние годы проблема астероидной опасности (безопасности) обсуждалась на многих конференциях и описывалась во многих книгах [4]. В частности, проблема пролета астероида 99942 Апофис на угрожающем Земле расстоянии в 2029 г. широко обсуждалась в работах.

В последнее время значительно возрос интерес к изучению астероидов, комет и малых планет-спутников. Это было связано со смещением вектора исследований в сторону решения прикладных задач: противодействия астероидно-кометной опасности и исследования малых объектов Солнечной системы с целью проведения горных работ.

Исследование астероидной опасности охватывает несколько областей. Прежде всего это обнаружение опасных околоземных астероидов (СВА) и определение их орбит. В настоящее время существует несколько национальных программ оптического наблюдения этих тел (NASA, NEAT, LINEAR, NEODyS, ESA). Мы считаем, что с помощью этих программ мы можем определить большинство таких тел с размерами от километра и более [2].

При рассмотрении миссий космических аппаратов по исследованию астероидов (Dawn, Galileo, Rosetta и др.) следует отметить ряд трудностей, с которыми сталкиваются эксперты при разработке этих миссий. В первую очередь это трудности, вызванные обеспечением соответствующих режимов работы космических аппаратов на орбитах астероидов. Большинство астероидов представляют собой тела неправильной формы, что, в свою очередь, накладывает ограничения на программу управления космическими аппаратами на низких орбитах, так как становится необходимым учитывать сложную форму гравитационного поля астероида, динамически вращающегося в пространстве.

Гравитационное поле астероида имеет сложную форму. При приближении к телу сильное воздействие оказывает возмущение, порождаемое неправильностью формы. Для миссий, планируемых для анализа поверхности астероида или пребывания на орбите вокруг тела, или даже посадки на него, изучение гравитационного поля тела имеет важное значение. По этой причине авторами разработана барицентрическая модель гравитационного потенциала — модель одиночных гравитационных точек для моделирования движения космического аппарата. Зная отклонение по орбитальной скорости из-за возмущения гравитационного поля, можно применить необходимые поправки для получения нужной орбиты [3].

Авторами работы рассматривается вопрос управления движением наноспутника вблизи объектов с несферическим гравитационным полем. В данной публикации исследуется модель управления положением космического аппарата. С его помощью космический корабль может поддерживать постоянное положение относительно астероида. Таким образом, предлагаемая разведочная миссия позволит определить текущее движение астероида и выработать метод точного прогнозирования траектории рассматриваемого астероида Эрос. Миссия позволяет решить задачу определения кинематических, физических и структурных свойств конкретного и в то же время типичного астероида.

Литература

- [1] Енеев Т.М. Вопрос об астероидной опасности. М: Препринт имени М.В. Келдыша, 2011. С. 40–47.
- [2] Финкельштейн А.М. Защита Земли от столкновений с астероидами и ядрами комет. Санкт-Петербург: Наука // Матер. междунар. конф. «Астероидно-кометная опасность – 2009». 2010. 427 с.
- [3] Шорников А., Старинова О. Моделирование управляемого движения в нерегулярном гравитационном поле для электроракетного космического аппарата // Матер. 7-й Междунар. конф. IEEE по последним достижениям в области космических технологий (RAST). 16–19 июня 2015 г.; Стамбул, Турция; 2015. С. 771–776.
- [4] Сокольский А.Г. Астероидно-кометная опасность. СПб.: ИТА, 1996. 244 с.

SELECTION AND EXPLORATION OF THE NANO-SATELLITE'S DESIGN AND BALLISTIC CHARACTERISTICS TO STUDY THE APOPHIS

O.L. Starinova
Ye.A. Nikolayeva
A.Yu. Shornikov

nikolaevalizaveta@mail.ru

Federal State Autonomous educational institution "the Samara national research University named after academician S. P. Korolev" (Samara University)

In this paper we consider objects of non-spherical shape and with low gravitational attraction, for example, asteroids, satellites of the planet and comets. The authors consider motion control in the vicinity of an object with an irregular gravitational field. The mathematical model of the system takes into account the attraction of the Earth, the Sun, the small body. The authors of the article developed a software package for modeling and visualization of trajectories and control programs that are used to support spacecraft near an asteroid. This article discusses the possibility of using an auxiliary power plant for the study of an asteroid spacecraft.

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ ЦЕНТРИФУГ ДЛЯ ПОДГОТОВКИ КОСМОНАВТОВ К ВЫПОЛНЕНИЮ ПОСАДКИ НА ЛУННУЮ ПОВЕРХНОСТЬ

А.И. Кондрат
Г.Д. Орешкин
А.И. Шуров

A.Kondrat@gctc.ru
G.Oreshkin@gctc.ru
A.Shurov@gctc.ru

ФГБУ НИИ ЦПК им. Ю.А. Гагарина, Звездный городок

В докладе рассматриваются возможность и обоснование использования центрифуг для подготовки космонавтов к выполнению посадки на Лунную поверхность.

В настоящее время в Центре подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина динамические тренажеры (с подвижностью кабин) реализованы на центрифугах ЦФ-7 и ЦФ-18. При этом ЦФ-7 имеет свободно подвешенную кабину, а на ЦФ-18 — кабина находится в управляемом кардановом подвесе.

Центрифуги позволяют в наземных условиях непосредственно смоделировать перегрузки по величине и направлению больше единицы, а по приращению (динамике их изменения) — практически начиная с нулевых значений.

В силу того что на Луне величина ускорения свободного падения составляет одну шестую часть земного, при посадке лунного взлетно-посадочного комплекса (ЛПВК) перегрузки будут меньше единицы, и по величине воспроизвести их на ЦФ не представляется возможным. Однако для отработки ручного режима управления существенна динамика изменения перегрузки, которую, безусловно, возможно воспроизвести на ЦФ, а с учетом того, что посадка на поверхность Луны может происходить в период острой адаптации к невесомости, в который перегрузка воспринимается большей по величине (по ощущению разница может достигать 2 единиц), чем реальная, задача становится весьма актуальной [1].

В силу того что при штатной посадке динамика перегрузки на последних этапах будет незначительной, весьма существенным становится моделирование угловых ускорений при движении ЛВПК относительно центра масс.

ЦФ-7 не позволяет управлять движением кабины, а на ЦФ-18 возможно вращение кабины в трех взаимно перпендикулярных плоскостях. Учитывая тот факт, что акселерационная информация воспринимается раньше, чем приборная, и является достаточно важной и необходимой при пилотировании, а также при распознавании отказов и нештатных ситуаций, то использование ЦФ-18 для подготовки космонавтов по режимам ручного управления ЛВПК становится актуальным [2].

Для дальнейшего обоснования задач подготовки космонавтов к выполнению посадки на Лунную поверхность с использованием ЦФ-18 необходимо принять некоторые допущения:

- ЛВПК имеет иллюминаторы, через которые можно наблюдать как поверхность Луны, так и звездное небо;
- ЛВПК имеет внешние камеры, информация с которых передается в систему отображения информации (СОИ);
- СОИ реализована на мониторах;
- органы управления (ОУ) состоят из ручек управления и пультов (физических и виртуальных). ОУ, с которыми оператор (космонавт) работает тактильно, могут быть выполнены в тренажерном исполнении;
- при прилунении космонавты имеют возможность перейти на ручной режим управления в случае отказа основного (автоматического) контура управления.

При принятых допущениях необходимо моделировать вне- и внутрикабинную визуальные обстановки.

При моделировании внекабинной обстановки необходимо учитывать аккомодацию глаза на бесконечность.

Внутрикабинная обстановка — это, по сути, интерьер кабины.

Все моделирование выполняется в реальном масштабе времени.

Необходимо отметить, что переход на ручной режим управления из автоматического, скорее всего, будет выполняться в условиях дефицита времени, и, следовательно, подготовка к восприятию динамики перегрузки и угловых ускорений может играть существенную роль, несмотря на несовпадения реальных и моделируемых величин перегрузки.

Одной из главных задач при моделировании посадки на Луну является задача синхронизации ощущений действия перегрузки, угловых ускорений и восприятия визуальной информации. По нашему мнению, здесь необходимы дополнительные экспериментальные исследования.

Литература

- [1] Воронин Л.И., Каспранский Р.Р., Киршанов В.Н., Александров В.В., Садовничий В.А. Возможности моделирования динамических факторов космического полета на центрифуге с управляемым карданным подвесом в интересах обеспечения перспективных космических программ // Пилотируемые полеты в космос. 2013. № 1 (1). С. 135–142.

- [2] Математические задачи динамической имитации аэрокосмических полетов // В.В. Александров, Л.И. Воронин, Ю.Н. Глазков, А.Ю. Ишлинский, В.А. Садовничий / под ред. В.А. Садовничего. М.: МГУ, 1995. 160 с.

USE OF CENTRIFUGES TO PREPARE ASTRONAUTS FOR LANDING ON THE LUNAR SURFACE

A.I. Kondrat
G.D. Oreshkin
A.I. Shurov

A.Kondrat@gctc.ru
G.Oreshkin@gctc.ru
A.Shurov@gctc.ru

FSBI research Institute of CPC. Yuri Gagarin, Star city

The report discusses the possibility and rationale for using centrifuges to prepare astronauts for landing on the lunar surface.

МЕТОД РАСЧЕТА ВОЗМУЩЕННОЙ ТРАЕКТОРИИ ДВУХИМПУЛЬСНОГО ПЕРЕЛЕТА МЕЖДУ ОКОЛОЛУННОЙ ОРБИТОЙ И ГАЛО-ОРБИТОЙ В ОКРЕСТНОСТИ ТОЧКИ L_2 СИСТЕМЫ СОЛНЦЕ – ЗЕМЛЯ

Ж. Чжоу

420790076@qq.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Предлагается новый метод решения задачи расчета возмущенной двухимпульсной траектории перелета за заданное время между окололунной орбитой заданной высоты и наклона и гало-орбитой в окрестности точки L_2 системы Солнце – Земля заданной амплитуды.

Рассматриваются двухимпульсные перелеты между гало-орбитой вокруг точки либрации L_2 системы Солнце – Земля и низкой круговой окололунной орбитой вокруг Луны. Первый импульс скорости выдается в некоторой выбираемой точке гало-орбиты или некоторой выбираемой точке неустойчивого многообразия гало-орбиты вокруг точки либрации L_2 системы Солнце – Земля, а второй — в некоторой выбираемой точке заданной окололунной орбиты. В рамках рассматриваемой математической модели учитывается притяжение Земли, Луны и Солнца как точечных масс и вторая зональная гармоника геопотенциала. Высота и наклонение окололунной орбиты считаются заданными, так же как и время выхода космический аппарат (КА) на окололунную орбиту, амплитуда гало-орбиты и суммарное время перелета. Неизвестными параметрами задачи, которые требуется найти для вычисления траектории перелета, являются время перелета перед выдачей первого импульса скорости, величина первого импульса скорости и угол положения КА на гало-орбите.

Задача вычисления траектории перелета сводится к краевой задаче с тремя перечисленными неизвестными параметрами для системы дифференциальных уравнений возмущенного движения КА. Необходимо найти такие значения неизвестных параметров краевой задачи, чтобы в конечный момент времени удовлетворялись три следующих конечных условия: селеноцентрическое удаление КА должно быть равно заданному радиусу начальный селеноцентрической орбиты, вектор селеноцентриче-

ской скорости КА должен быть ортогонален вектору селеноцентрического положения КА и наклонение окололунной орбиты должно равняться заданному. Для решения краевой задачи уравнения возмущенного движения интегрируются в прямом направлении по времени. Начальные условия для системы дифференциальных уравнений возмущенного движения КА вычисляются с помощью приближенного решения третьего порядка Ричардсона для ограниченной круговой задачи трех тел.

Для вычисления возмущенной траектории перелета используется численное интегрирование уравнений возмущенного движения КА между двумя импульсами, а для решения краевой задачи — метод продолжения по параметру. Используемый метод основан на ньютоновской гомотопии между решениями невозмущенной и возмущенной краевых задач. Сущность метода продолжения заключается в сведении рассматриваемой краевой задачи к численному интегрированию системы вложенных дифференциальных уравнений с известными начальными условиями. Во внутреннем интегрировании, решается задача Коши для дифференциальных уравнений возмущенного движения КА и вычисляются невязки краевой задачи в начальной точке траектории. Затем вычисляются производные от этих невязок по неизвестным параметрам краевой задачи и по параметру продолжения, которые используются для вычисления правых частей дифференциальных уравнений метода продолжения, интегрируемых по параметру продолжения во внешней задаче. Вектор зависимых переменных внешней задачи Коши при конечном значении параметра продолжения является решением рассматриваемой краевой задачи.

Разработанный метод реализован в виде программного обеспечения.

METHOD FOR CALCULATING THE PERTURBED TRAJECTORY OF A TWO-IMPULSE TRANSFER BETWEEN THE LOW LUNAR ORBIT AND THE SUN-EARTH L_2 HALO ORBIT

Zhou Rui

420790076@qq.com

Moscow Aviation Institute (National Research University)

A new method is proposed for solving the problem of calculating a perturbed two-impulse transfer in fixed time between the lunar orbit with given altitude and inclination and the sun-earth L_2 halo orbit with given amplitude.

The problem of two-impulse transfer between the Sun-Earth L_2 halo orbit and the low circular lunar orbit (LLO) is discussed. The first velocity increment is issued at halo-orbit point or the unstable manifold of the Sun-Earth halo orbit, and the second — at the LLO. Within the framework of the mathematical model under consideration, the attraction of the Earth, the Moon and the Sun as mass points and the second zonal harmonic of the Earth's gravitational potential in all parts of the spacecraft's motion are considered. The altitude and inclination of the LLO are given, as well as the time of the spacecraft (SC) to enter the lunar orbit, the amplitude of the halo orbit and the total flight time. The unknown parameters of the problem which need to be found to calculate the transfer trajectory are the flight time before issuing the first velocity increment, the vector of the first velocity impulse and position angle of the SC in the halo orbit.

The problem of transfer orbit calculation is reduced to a boundary value problem with three listed unknown parameters for the differential equations system of the perturbed SC motion. It is necessary to find such values of unknown parameters for the boundary

value problem which the three initial conditions should be satisfied at the initial moment: selenocentric distance of the SC should be equal to the specified radius of the LLO, selenocentric velocity vector for the SC should be orthogonal to its selenocentric position vector and the inclination of the LLO by a given angle. For solving the boundary value problem, the equations of perturbed motion are integrated in the forward direction of time and the final condition for this differential equation system is calculated by using the approximation of third-order Richardson solution to the bounded circular three-body problem.

For determining perturbed transfer trajectory, the numerical integration of the SC perturbed motion equations between two velocity impulses has been used. In another side, for solving the boundary value problem, the parameter continuation method has been used. The method adopted here is based on Newtonian homotopy between the solutions of the unperturbed and perturbed boundary value problems. The essence of the parameter continuation method is to reduce the considered boundary-value problem to numerical integration of a system of embedded differential equations with known initial conditions. In internal integration, the Cauchy problem for the differential equations of the perturbed motion of the spacecraft is solved and the residuals of the boundary-value problem at the initial point of the trajectory are calculated. Then, the derivatives of these residuals with respect to the unknown parameters of the boundary value problem and the continuation parameter are calculated, which are used to calculate the right-hand sides of the differential equations of the continuation method that are integrated with respect to the continuation parameter in the external problem. The vector of dependent variables of the external Cauchy problem with a finite value of the continuation parameter is a solution to the considered boundary value problem.

The developed method has been implemented as a program.

МЕТОД ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИИ ПЕРЕЛЕТА НА КОНЕЧНУЮ ОРБИТУ ЧАСТИЧНО ЗАДАНЫМИ ЭЛЕМЕНТАМИ

Сое Ту У Паинг

paingsoethuoo53@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассматривается задача оптимизации межорбитального перелета космического аппарата (КА) за фиксированное время с заданной начальной орбиты на конечную орбиту с частично заданными элементами в гравитационном поле Земли.

Целью оптимизации является расчет программы управления вектором реактивного ускорения КА, обеспечивающей такой перелет с минимальными затратами характеристической скорости. Величина реактивного ускорения предполагается постоянной, оптимизируется программа ориентации вектора реактивного ускорения и программа его включения-выключения. Для решения задачи оптимизации траектории предлагается подход, основанный на использовании принципа максимума Понтрягина. С использованием принципа максимума задача оптимизации межорбитального перелета КА с двигателем ограниченного ускорения сводится к двухточечной краевой задаче. Для оптимизации свободных элементов конечной орбиты используются условия трансверсальности и обеспечивается выполнение этих условий при решении краевой задачи.

Задача вычисления оптимальной траектории межорбитального перелета с двигателем ограниченного ускорения является достаточно сложной. Одной из проблем яв-

ляется выбор начального приближения для неизвестных параметров краевой задачи принципа максимума. Для решения этой проблемы используется двухстадийный метод. Сначала решается задача оптимизации траектории КА с идеально-регулируемым двигателем с использованием метода продолжения по гравитационному параметру. Полученные в результате оптимизации траектории КА с идеально-регулируемым двигателем начальные значения сопряженных переменных используются в качестве начального приближения на второй стадии, которая реализует численное продолжение оптимальной траектории КА с идеально-регулируемым двигателем в оптимальную траекторию КА со ступенчатым изменением ускорения. Разработан метод оптимизации траектории перелета на конечную орбиту со свободным значением истинной аномалии, долготы восходящего узла и аргумента перицентра.

Литература

- [1] Понтрягин Л.С., Болтянский В.Г., Гамкрелидзе Р.В., Мищенко Е.Ф. Математическая теория оптимальных процессов. М.: Наука, 1976.
- [2] Irving J.H. Low thrust flight: variable exhaust velocity in gravitational fields. (In Seifert H.S. (eds.)): Space Technology, John Wiley and Sons Inc., New York, 1959.
- [3] Петухов В.Г. Оптимизация межпланетных траекторий космических аппаратов с идеально-регулируемым двигателем методом продолжения // Космич. исслед. 2008. Т. 46, № 3. С. 224–237 (Cosmic Research. P. 219).
- [4] Петухов В.Г. Метод продолжения для оптимизации межпланетных траекторий с малой тягой // Космич. исслед. 2012. Т. 50, № 3. С. 258–270 (Cosmic Research. P. 249).

METHOD OF OPTIMIZATION OF THE TRAJECTORY TO THE FINAL ORBIT BY PARTIALLY SPECIFIED ELEMENTS

Paing Soye Tu U

paingsoethuoo53@gmail.com

The problem of optimization of interorbital flight of a spacecraft in a fixed time from a given initial orbit to a final orbit with partially specified elements in the gravitational field of the Earth is considered.

О 10-Х СОРЕВНОВАНИЯХ ПО ГЛОБАЛЬНОЙ ОПТИМИЗАЦИИ ТРАЕКТОРИЙ — ЗАСЕЛЕНИЕ ГАЛАКТИКИ

М.А. Самохина^{1, 2, 3}

ph@ipu.ru

А.С. Самохин^{2, 1, 3}

samokhin@ipu.ru

¹ ИПУ им. В.А. Трапезникова РАН

² МГУ им. М.В. Ломоносова

³ Институт космических технологий Инженерной академии РУДН

В 2019 г. состоялось соревнование GTOC X. Задача состояла в том, чтобы заселить как можно больше звездных систем из ста тысяч пригодных так, чтобы колонизированные звездные системы были максимально равномерно распределены в пространстве, используя при этом как можно меньшее приращение скорости. Работа о формате конкурса, постановке задачи и нашем решении.

ГТОС — это соревнование по глобальной оптимизации траекторий, организованное Дарио Иццо из Команды передовых концепций (Advanced Concepts Team) Европейского космического агентства (ESA) в 2005 г. Задача для ГТОС X была составлена победителями предыдущих соревнований ГТОС 9 [1], командой лаборатории реактивного движения (JPL) из группы анализа миссий к планетам-гигантам НАСА и их коллегами, а именно: Анастасиосом Петропулосом, Эриком Густафсоном, Грегори Уиффеном, Брайаном Андерсоном и др. Соревнование ГТОС X началось 15 мая 2019 г. с публикации постановки задачи на официальном сайте [2]. Срок подачи решения заканчивался 12 июня 2019 г.

Задача называлась «Заселение Галактики». Коротко постановка задачи представлена ниже.

Примерно через десять тысяч лет от текущего момента человечество начнет отсчет лет с начала. В Нулевой Год человечество решит, что настало время смело отправляться в Галактику и заселять другие звездные системы. Сто тысяч звездных систем в галактике были определены как подходящие для поселения. Но даже в этом Нулевом Году, хотя технологии и знания значительно прогрессировали, они были по-прежнему далеки от почти мгновенных космических путешествий, описанных в научной фантастике. Тем не менее были достигнуты настолько огромные успехи в способности жить в космосе, что самодостаточные корабли поселенцев могли путешествовать в космосе в течение сотен тысяч поколений, позволяя людям достигать и колонизировать другие звездные системы. Задача в ГТОС X состояла в том, чтобы заселить наибольшее количество звездных систем из ста тысяч возможных так, чтобы через 90 миллионов лет после начала расселения колонизированные звезды были максимально равномерно распределены в пространстве и используя при этом наименьшее суммарное приращение скорости. Заселение галактики начинается с вылета трех кораблей в различных направлениях от нашей родной звезды Sol. Как только другая звезда колонизирована, через некоторое время от нее могут стартовать следующие корабли с поселенцами. Чем раньше было прислано решение, тем больший бонус оно получало. Это обусловлено истощением ресурсов человечества, поэтому чем раньше люди примут решение о плане расселения по галактике, тем лучше.

С полным описанием и постановкой задачи можно ознакомиться в статье [3].

Наша команда 31 МГУ-РАН-РУДН впервые участвовала в ГТОС и решала эту задачу без суперкомпьютера. Начальное приближение было построено на основе градиентного метода в плоском случае. Трехмерная задача решалась численно с использованием метода стрельбы, модифицированного метода Ньютона и методов Рунге-Кутты. Наш окончательный проверенный и принятый результат — 968 заселенных звезд со значением целевой функции — 201,583171.

Следующее соревнование ГТОС 11 пройдет в апреле 2021 г. Организаторы приглашают к участию всех желающих [4].

Литература

- [1] Petropoulos A., Grebow D., Jones D., Lantoine G., Nicholas A., Roa J., Senent J., Stuart J., Arora N., Pavlak T., Lam T., McElrath T., Roncoli R., Garza D., Bradley N., Landau D., Tarzi Z., Laipert F., Bonfiglio E., Sims J. GTOC9: Methods and Results from the Jet Propulsion Laboratory Team // *Acta Futura*. 2018. Iss. 11. Pp. 25–35. DOI: 10.5281/zenodo.1139152
- [2] GTOC X Homepage. URL: <http://gtocx.jpl.nasa.gov> (дата обращения 15.11.2019).
- [3] Petropoulos A.E., Gustafson E.D., Whiffen G.J., Anderson B.D. GTOC X: Settlers of the Galaxy Problem Description and Summary of the Results. Paper AAS 19-891, *Astrodynamics Specialist Conference*, Portland, Maine, 11–15 Aug. 2019.
- [4] GTOC 11 // GTOC portal. URL: http://sophia.estec.esa.int/gtoc_portal/?page_id=782 (дата обращения 15.11.2019).

ABOUT THE 10TH EDITION OF THE GLOBAL TRAJECTORY OPTIMIZATION COMPETITION — SETTLERS OF THE GALAXY

M.A. Samokhina^{1,2,3}

ph@ipu.ru

A.S. Samokhin^{2,1,3}

samokhin@ipu.ru

¹ V.A. Trapeznikov Institute of Control Sciences RAS

² Lomonosov Moscow State University

³ Institute of Space Technology of Engineering academy RUDN

In 2019 the GTOC X was held. The task was to settle as many of one hundred thousand star systems as possible, in as uniform a spatial distribution as possible, using as little velocity change as possible. The report is about the competition format, the problem statement and our solution.

The GTOC is a global trajectory optimization competition, which was organized by Dario Izzo of the European Space Agency's Advanced Concepts Team in 2005. The problem for GTOC X was composed by winners of GTOC 9 [1], the team of the Jet Propulsion Laboratory Outer Planets Mission Analysis Group (JPL) NASA: Anastassios Petropoulos, Eric Gustafson, Gregory Whiffen, Brian Anderson, etc. GTOC X started May 15, 2019 with the post of the problem statement on the official website [2]. The solution submission period closed on June 12, 2019.

The problem was called "Settlers of the Galaxy". A review of the statement is represented below.

In about ten thousand years from the present, humanity will reset its counting of years to zero. Year Zero will be the year when humanity decides the time is ripe for the human race to boldly venture into the galaxy and settle other star systems. One hundred thousand star systems in the galaxy have been identified as being suitable for settlement. Even in this Year Zero, although technologies and knowledge have dramatically progressed, we are still subject to the tyranny of inertia and remain far from the near-instantaneous space travel depicted fancifully in science fiction. However, enormous strides have been made in the ability to live in space, so much so that self-reliant settler vessels can travel through space for hundreds of thousands of generations, making it possible for humans to reach and settle other star systems. The task in GTOC X is to settle as many of the one hundred thousand star systems as possible, in as uniform a spatial distribution as possible, while using as little propulsive velocity change as possible. The settlement of the galaxy starts by fanning out from our home star, Sol. Once another star is settled, further settlements can fan out from that star. Solutions that are submitted earlier rather than later in the submission period will be rewarded a bonus stemming from the fact that humanity's resources are dwindling and the sooner we decide on a settlement plan for the galaxy, the better.

A full description and statement of the problem can be found in the article [3].

Our team 31 MSU-RAS-RUDN have participated in GTOC for the first time and solved this problem without a supercomputer. The initial approximation was constructed on the base of gradient method in plane case. The three-dimensional problem has solved numerically with the use of the shooting method, modified Newton's method and Runge-Kutta's methods. Our final verified and accepted result is 968 stars settled with a value of merit function is 201.583171.

The next GTOC 11 competition will be held in April 2021. The organizers invite everybody to participate in the next edition [4].

References

- [1] Petropoulos A., Grebow D., Jones D., Lantoine G., Nicholas A., Roa J., Senent J., Stuart J., Arora N., Pavlak T., Lam T., McElrath T., Roncoli R., Garza D., Bradley N., Landau D., Tarzi Z., Laipert F., Bonfiglio E., Sims J. GTOC9: Methods and Results from the Jet Propulsion Laboratory Team // Acta Futura. 2018. Iss. 11. Pp. 25–35. DOI: 10.5281/zenodo.1139152
- [2] GTOC X Homepage. URL: <http://gtocx.jpl.nasa.gov> (Access date 15.11.2019).
- [3] Petropoulos A.E., Gustafson E.D., Whiffen G.J., Anderson B.D. GTOC X: Settlers of the Galaxy Problem Description and Summary of the Results. Paper AAS 19-891, Astrodynamics Specialist Conference, Portland, Maine, 11–15 Aug. 2019.
- [4] GTOC 11 // GTOC portal. URL: http://sophia.estec.esa.int/gtoc_portal/?page_id=782 (access date 15.11.2019).

АЛГОРИТМ УПРАВЛЕНИЯ ПРОСТРАНСТВЕННЫМ ДВИЖЕНИЕМ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С НЕИДЕАЛЬНО ОТРАЖАЮЩИМ СОЛНЕЧНЫМ ПАРУСОМ НА БАЗЕ ЗАКОНОВ ЛОКАЛЬНО-ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ ДЛЯ СОВЕРШЕНИЯ ГЕЛИОЦЕНТРИЧЕСКОГО ПЕРЕЛЕТА ЗЕМЛЯ – МАРС

Р.М. Хабибуллин

khabibullin.roman@gmail.com

Самарский национальный исследовательский университет
имени академика С.П. Королёва (Самарский университет)

Рассматривается пространственный управляемый гелиоцентрический перелет Земля – Марс космического аппарата с неидеально отражающим солнечным парусом. Описана новая математическая модель движения с учетом динамики движения относительно центра масс под действием сил и моментов от светового давления. Для реализации перелета сформирован алгоритм управления космическим аппаратом на базе законов локально-оптимального управления для наискорейшего изменения оскулирующих элементов. Управление ориентацией солнечного паруса осуществляется с помощью тонкоплечных элементов управления, расположенных по периметру поверхности солнечного паруса. В результате моделирования движения определены длительность и траектория перелета, программа управления и необходимые проектные параметры космического аппарата с солнечным парусом.

Солнечный парус (СП) — это приспособление, использующее давление солнечного света на отражающую поверхность для приведения в движение космического аппарата (КА) [1]. Огромное преимущество использования СП состоит в том, что он полностью способен заменить двигательную установку на борту малого КА. Отсутствие рабочего тела позволяет существенно уменьшить массу всего КА. За прошлые десять лет большой опыт использования СП был получен космическими агентствами США, Европы и Японии.

Одной из главных задач в области навигации и управления движением КА является поиск простой энергоэффективной схемы управления для выполнения того или иного маневра. Подобные способы управления не обязательно должны быть близки к оптимальным. Основное требование, выдвигаемое к подобным способам управления, — простота анализа и реализации. Именно такими схемами управления и являются законы локально оптимального управления (ЗЛОУ), различные комбинации которых позволяют выполнить необходимые маневры при межпланетном перелете [2]. ЗЛОУ предназначены для наискорейшего изменения и сохранения оскулирующих элемен-

тов орбиты, таких как: большая полуось; фокальный параметр; эксцентриситет; радиус афелия; радиус перигелия; аргумент перигелия; истинная аномалия; наклонение; долгота восходящего узла.

Целью работы является формирование алгоритма управления КА с неидеально отражающим СП на базе ЗЛОУ для совершения гелиоцентрического перелета Земля – Марс.

Разработана новая математическая модель движения КА с неидеально отражающим СП с учетом динамики движения относительно центра масс под действием сил и моментов от светового давления и расположения и размеров тонкопленочных элементов управления (ТЭУ) с изменяемой отражательной способностью. ТЭУ располагаются по периметру поверхности солнечной стороны СП. При изменении напряжения подающегося на ТЭУ они становятся прозрачными или непрозрачными, возникает разница нормальных составляющих сил светового давления, обеспечивающая создание управляющего момента для изменения ориентации КА в пространстве. Подобное управление было успешно испытано на КА IKAROS (Японское агентство аэрокосмических исследований JAXA).

Результирующая сила тяги КА с неидеально отражающим СП формируется в результате воздействия фотонов на отражающую поверхность СП, а именно: падения на поверхность; зеркального отражения; диффузного рассеивания; поглощения и вторичного диффузного излучения.

Рассматривается математическая модель движения КА с неидеально отражающим СП со следующими допущениями:

- деградация СП не учитывается, т. е. оптические характеристики СП постоянны на всей длительности перелета и не равны нулю;
- СП плоский;
- рассеивание диффузно отраженных фотонов происходит равномерно во всех направлениях, соответственно, направление вектора силы от рассеянных фотонов совпадает с направлением нормали СП;
- излучение на поверхности СП от нагрева поглощенных фотонов происходит равномерно по всем направлениям, т. е. вектор силы тяги от поглощенных фотонов совпадает с направлением падения фотонов;
- функция управления, которая отвечает за собственное вращение СП вокруг нормали СП, не рассматривается.

В рамках работы было доказано, что применение разработанной математической модели движения КА с неидеально отражающим СП, с одной стороны, незначительно влияет на результаты моделирования (в сравнении с экспериментальной моделью СП [3]), с другой — упрощает решение задач моделирования движения.

В качестве критерия оптимальности в рамках данной работы принято максимальное быстродействие. Обычно для подобных задач используется принцип максимума Понтрягина, предназначенный для решений задач оптимального управления. Но, к сожалению, принцип максимума Понтрягина не дает возможности получения аналитического решения в рамках некомпланарного перелета КА с неидеально отражающим СП. В работе [4] было доказано, что комбинация ЗЛОУ в рамках плоского движения модели идеально отражающего СП незначительно отклоняется от результатов оптимального перелета по принципу максимума. Поэтому в рамках работы принято решение использовать комбинацию ЗЛОУ для совершения некомпланарного гелиоцентрического перелета КА с неидеально отражающим СП. По результатам анализа современных работ выявлено, что подобная задача не была достаточно изучена. Особенно плохо изучен некомпланарный перелет с использованием неидеально отражающего СП, поскольку подобные перелеты требуют резкое переключение знака управления.

Для реализации гелиоцентрического перелета КА массой 39,8 кг с неидеально отражающим СП площадью 500 м² с орбиты Земли к Марсу на расстояние 1 047 203 км

потребовались 1281 сут. Общий характер изменения управляющего угла на участке компланарного перелета КА с неидеально отражающим СП схож с графиком изменения управляющего угла при оптимальном перелете КА с СП к Марсу, найденном в [4]. Было выявлено, что для обеспечения найденного управления необходимо получить достаточную угловую скорость 0,03 град/с. Для этого на СП нужно установить ТЭУ шириной 4,1 м общей площадью 213,2 м². Результаты проведенного сеанса моделирования подтверждают способность КА с СП совершить гелиоцентрический перелет к Марсу, удовлетворяющий все граничные условия.

Литература

- [1] Поляхова Е.Н. Космический полет с солнечным парусом. М.: Книжный дом «ЛИБРОКОМ», 2011. 320 с.
- [2] Лебедев В.Н. Расчет движения космического аппарата с малой тягой. М.: ВЦ АН СССР, 1968. 108 с.
- [3] McInnes C.R. Solar sailing: technology, dynamics and mission applications. Springer Science & Business Media, 2013. 296 p.
- [4]. Gorbunova I.V., Starinova O.L. An approach for the control method's determination for an interplanetary mission with solar sail // AIP Conference Proceedings. 2017. Vol. 1798. 8 p.

CONTROL ALGORITHM OF NON-PERFECTLY REFLECTING SOLAR SAIL SPACECRAFT SPATIAL MOTION BASED ON LOCAL OPTIMAL CONTROL LAWS FOR EARTH-MARS HELIOCENTRIC FLIGHT

R.M. Khabibullin

khabibullin.roman@gmail.com

Samara National Research University

A spatial controlled heliocentric Earth-Mars flight of a non-perfectly reflecting solar sail spacecraft is considered. A new mathematical motion model is described taking into account the dynamics of motion about the center of mass under the action of forces and moments from light pressure. To implement the flight a spacecraft control algorithm is formed on the basis of the locally optimal control laws for the fastest change of osculating elements. The orientation of the solar sail is controlled by thin-film elements located around the perimeter of the solar sail surface. The flight duration, flight trajectory, the control program and the necessary design parameters of a spacecraft with a solar sail are determined as a result of motion simulation.

Solar sails are a form of spacecraft propulsion, which accelerate by means of pressure of stellar radiation on large ultra-thin mirrors [1]. The greatest advantage of solar sailing concept is that it allows the creation of propellant free systems. Absence of propellant means a major saving of mass. Over the last ten years USA, Japan and Europe have been obtained wide experience in solar sailing.

The main task in navigation and motion control of a spacecraft is to find a simple energy-efficient control scheme for performing maneuver. The control methods do not have to be close to optimal. The main requirement for the control methods is the simplicity of analysis and implementation. It is the locally optimal control laws (LOCL) allow us to perform the necessary maneuvers during an interplanetary flight [2]. LOCL are intended for the fastest change and preservation of the osculating elements of the orbit, such as: major axis; focal parameter; eccentricity; aphelion radius; perihelion radius; perihelion argument; true anomaly; inclination; longitude of the ascending node.

The aim of the work is the formation of a spacecraft control algorithm with a non-perfectly reflecting solar sail based on a LOCL for performing the heliocentric Earth-Mars flight.

A new mathematical motion model of a non-perfectly reflecting solar sail spacecraft was developed considering the dynamics of motion about the center of mass under the action of forces and moments from light pressure and the location and size of thin-film control elements (TFCE) with variable reflectivity. TFCE are located along the perimeter of the solar sail surface. When the voltage supplied to the TFCE changes, they become transparent or opaque, there is a difference in the normal components of the light pressure forces, providing the creation of a control moment for changing the spacecraft orientation in space. Such control was successfully tested on IKAROS spacecraft (the Japan Aerospace Exploration Agency JAXA).

The full thrust force of a non-perfectly reflecting solar sail spacecraft is formed as a result of the photons influence on the solar sail reflecting surface as incidence on surface, specular reflection, diffuse reflection, absorption and secondary diffuse radiation. The given paper proposes to use a simplified model of a non-perfectly reflecting solar sail, and within the frames of the paper the following assumptions are provided:

- solar sail degradation, i.e. destruction of its material as a result of exposure to photons during long-term flights is not considered;
- solar sail is flat;
- diffuse reflection occurs uniformly in all directions, i.e. the vector of the thrust from the diffuse reflection photons coincides with the direction of solar sail normal;
- radiation on the solar sail surface from heating by the absorbed photons occurs uniformly in all directions, i.e. the vector of the thrust from the absorbed photons coincides with the direction of photons incidence;
- control function of solar sail self-rotation about normal is not considered.

It was proved that the application of the developed mathematical motion model of a non-perfectly reflecting solar sail spacecraft both slightly affects the simulation results (in comparison with the experimental solar sail model [3]) and simplifies the solution of motion simulation problems.

The maximum performance is accepted as a criterion of optimality of the paper. Typically, the Pontryagin's maximum principle which is designed to solve optimal control problems is used. Unfortunately, the Pontryagin's maximum principle does not allow us to obtain an analytical solution for non-coplanar flight of a non-perfectly reflecting solar sail spacecraft. In [4] it was proved that the combination of LOCL of perfectly reflecting solar sail plane motion slightly deviates from the results of the optimal flight by the Pontryagin's maximum principle. Therefore, it was decided to use a combination of LOCL for performing a non-coplanar heliocentric flight of a non-perfectly reflecting solar sail spacecraft. It was revealed that the problem was understudied according to the modern paper analysis. The non-coplanar flight of a non-perfectly reflecting solar sail spacecraft is especially understudied, because such flights require a sharp switching of the control sign.

An Earth-Mars flight of a non-perfectly reflecting solar sail spacecraft takes 1281 days. The final distance between Earth and Mars is 1,047,203 km. The behavior of control angle change during non-coplanar flight is similar to behavior of control angle change during optimal flight described in [4]. It is necessary to obtain a sufficient angular velocity of 0.029 deg/s to ensure the control of solar sail. Therefore, the TFCE (wide of 4.137 m and total area of 213.189 m²) should be placed on solar sail. The simulation findings confirm the ability of the non-perfectly reflecting solar sail spacecraft to make a heliocentric flight to Mars satisfying all boundary conditions.

References

- [1] Polyakhova E.N. Kosmicheskij polyot s solnechnym parusom [Space flight with solar sail]. Moscow: LIBROCOM, 2011. 320 p.
- [2] Lebedev V.N. Raschyot dvizheniya kosmicheskogo apparata s maloj tyagoy [The calculation of movement of SV with low thrust engine]. Moscow: CC AS UCCR, 1968. 108 p.
- [3] McInnes C.R. Solar sailing: technology, dynamics and mission applications. Springer Science & Business Media, 2013. 296 p.
- [4] Gorbunova I.V., Starinova O.L. An approach for the control method's determination for an interplanetary mission with solar sail // AIP Conference Proceedings. Vol. 1798. 2017. 8 p.

РАЗРАБОТКА МНОГОШАГОВОГО АЛГОРИТМА УПРАВЛЕНИЯ В ЗАДАЧЕ ПРИВЕДЕНИЯ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА В ЗАДАННУЮ ТОЧКУ ПОСАДКИ

М.А. Айрапетян¹

marat.ayr@gmail.com

В.В. Ивашкин^{1,2}

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Рассматривается применение многошагового алгоритма управления в баллистической задаче приведения спускаемого аппарата в заданную точку посадки после возвращения с Международной космической станции. Применение такого метода стало возможным с ростом возможностей БЦВМ. Проведен анализ работы данного алгоритма при наличии возмущений параметров атмосферы и неточности выдачи тормозного импульса.

В задаче приведения спускаемого аппарата (СА) в заданную точку посадки крайне важен этап спуска в атмосфере Земли. Точность посадки при движении в атмосфере сильно зависит от значений ее параметров. Они могут существенно отличаться от стандартных значений, что приведет к отклонению траектории от ожидаемой. Кроме того, на участке движения до входа в атмосферу могут иметь место отклонения параметров орбиты от номинальных значений в результате неточности выдачи отлетного импульса [1]. В таких условиях крайне важно иметь эффективный алгоритм управления спуском.

В настоящее время бортовые цифровые вычислительные машины (БЦВМ) позволяют применять более сложные алгоритмы управления, чем реализованный на данный момент на аппаратах с малым аэродинамическим качеством программный метод управления.

При спуске в атмосфере задачей управления является обеспечение требуемых значений двух координат точки посадки на поверхности Земли. В работе рассматривается возвращение СА с малым аэродинамическим качеством типа «Союз» с Международной космической станции (МКС). Аэродинамические характеристики СА задаются путем аппроксимации зависимостей аэродинамических характеристик функциями от угла атаки. Управление осуществляется посредством поворота СА по крену [2], благодаря чему имеется возможность изменять направление действия подъемной силы и, как следствие, параметры траектории.

Различные принципы формирования программы изменения угла крена позволяют применять разные по своей сути методы управления. При использовании программных методов управления заранее рассчитывается семейство номинальных траекторий, которые и принимаются в качестве программных. Выбор подходящей программы управления происходит на этапе погружения в атмосферу в зависимости

от реальных условий входа. Рассогласование между фактическими и программными параметрами траектории устраняется за счет поворота СА по крену. Такие методы управления просты в реализации, однако не обладают гибкостью. Неэффективным является и управление боковым отклонением, поскольку указанные программные зависимости ориентированы в основном на управление продольным движением.

Многошаговые алгоритмы управления используют более полную информацию о траектории спуска, имеющуюся к моменту принятия решения на данном шаге. Такой информацией могут быть вектор состояния СА, получаемый из решения навигационной задачи, данные о величине угла крена и скорости его изменения, сведения об отклонении от ожидаемого значения плотности атмосферы на предстоящем участке движения. Решение об управлении на данном шаге применяется с использованием накопленной информации и с учетом результата прогноза движения СА.

Алгоритмы с полным анализом имеющейся к моменту принятия решения информации требуют заметно большего количества вычислений, чем алгоритмы программного управления. Они обладают лучшей точностью и способностью функционировать в условиях, которые были неизвестны до полета. Еще одна важная особенность — многошаговый алгоритм управления способен адаптироваться к нарушенным условиям и перестраиваться для надежного достижения поставленной задачи.

Основной идеей предлагаемого алгоритма управления является применение метода модулирующих функций. При этом рассчитанная заранее номинальная программа изменения угла крена принимается за опорную. На базе опорной зависимости формируется двухпараметрическое семейство модулирующих функций. Ввод таких функций обеспечивает широкие возможности для воздействия на опорную кривую. При модификации опорной кривой используется деформация растяжения-сжатия и деформация сдвига аргумента. Первая воздействует в основном на продольное движение, а вторая — на боковое.

Для вычисления параметров модификации на каждом шаге управления выполняются три прогноза. Опорный расчет с текущей программой управления на данном шаге позволяет рассчитать отклонение по дальности и боку от заданной точки посадки. Еще два прогноза проводятся с поочередным варьированием одного из двух параметров модулирующих функций. На основе линейного приближения получаются два уравнения для приращений параметров модификации, использование которых обеспечит компенсацию промаха по дальности и боку [3].

Результаты численного моделирования приведенного выше многошагового алгоритма управления доказывают его эффективность и адаптивность в задаче возвращения СА с МКС. Далее планируется применить данный подход к управлению спуском с околопараболическими скоростями, которые имеют место при входе в атмосферу Земли при возвращении от Луны. При таких скоростях входа программные методы управления могут не справиться с возмущениями, что приведет к значительному отклонению от выбранной точки посадки [4].

Литература

- [1] Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. М.: Наука, 1990. 448 с.
- [2] Охоцимский Д.Е., Голубев Ю.Ф., Сихарулидзе Ю.Г. Алгоритмы управления космическим аппаратом при входе в атмосферу. М.: Наука, 1975.
- [3] Иванов Н.М., Лысенко Л.Н. Баллистика и навигация космических аппаратов: учебное пособие для вузов. М.: Дрофа, 2004. 544 с.
- [4] Корянов В.В., Казаковцев В.П. Основы теории космического полета. Ч. 2. Возмущенное движение космических аппаратов: учеб. пособие. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014. 60 с.

DEVELOPMENT OF A MULTI-STEP CONTROL ALGORITHM IN THE PROBLEM OF THE MODULE'S DESCENT TO THE NOMINAL POINT OF LANDING

M.A. Ayrapetyan¹

marat.ayr@gmail.com

V.V. Ivashkin^{1,2}

¹ Bauman Moscow State Technical University

² Keldysh Institute of Applied Mathematics of RAS

The paper focuses on the multi-step control algorithm development in the problem of the module's descent to the landing nominal point after returning from the International Space Station. The application of this method became possible with the growth of the on-board digital computer capabilities. The analysis of the algorithm operation in the atmospheric parameters perturbations and deorbit burn inaccuracy presence is carried out.

НОРМАЛИЗАЦИЯ БОРТОВОЙ ШКАЛЫ ВРЕМЕНИ НАВИГАЦИОННОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА МЕТОДОМ СТРУКТУРНОГО АНАЛИЗА

С.Д. Петров¹

s.d.petrov@spbu.ru

И.В. Чекунов²

П.В. Мовсесян¹

В.А. Усачев³

¹ Санкт-Петербургский государственный университет

² ЦНПО «Каскад»

³ МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлен алгоритм фильтрации бортовой шкалы времени навигационного космического аппарата методом структурного анализа. Алгоритм позволяет идентифицировать и исключать фиктивные скачки шкалы времени и частоты бортовых часов навигационного космического аппарата, а также строить непрерывную бортовую шкалу времени на длительных (месяцы и годы) временных интервалах.

В настоящее время определение высокоточных координат пунктов из ГНСС-наблюдений осуществляется дифференциальным методом или с помощью метода абсолютного решения (метод PPP — Precise Point Positioning). При обработке методом PPP особенно возрастает важность навигационных данных, орбит навигационных космических аппаратов и данных об их часах.

Орбиты спутников хорошо аппроксимируются гладкими функциями, в настоящий момент времени заявленная точность орбит составляет 2...3 см. Разность между орбитами различных центров также, как правило, в среднем не превышает 2...3 см. В отличие от эфемерид бортовые часы аппаратов не аппроксимируются гладкими функциями, обработка данных выполняется посуточно, что в итоге приводит к наличию практически во всех центрах обработки скачков поправок часов в полночь Всемирного времени, а зачастую и внутри суток.

На основе анализа рядов поправок часов сделан вывод о том, что имеющиеся скачки на границе суток и многие внутрисуточные скачки не отражают реальный ход бортовых часов, а являются следствием некорректной обработки. К подобным выводам приходят и другие исследователи.

Для улучшения поправок часов спутников разными исследователями предложены различные методики, однако всеми ими предлагается устранять скачки в ручном режиме, что является препятствием для их практического использования при обработке больших массивов наблюдений.

Нами предложен алгоритм устранения данных ошибок в автоматическом режиме. Кроме определения глобального квадратичного тренда и использования фильтра Стратоновича, что в том или ином виде предполагают все предложенные методики улучшения часов, нами сделано предположение о наличии неучтенных локальных линейных трендов.

Для выполнения фильтрации и устранения локальных скачков необходимо установить наличие или отсутствие крупномасштабных изменений в рядах поправок. К таким изменениям отнесем замену часов и единичные выбросы.

Для коррекции выбросов выполнялся поиск значений поправок, сильно отличавшихся от соседних значений, после чего выброс корректировался по формуле среднего значения.

Переключение (смена) бортовых стандартов времени и частоты выявляются по второй производной. Вычисляются значения второй производной ряда поправок, а также ее среднее значение. При значительном (более чем в 500 раз) отклонении значения второй производной от ее среднего значения принимается, что имела место смена стандарта на борту. В таком случае ряд разделялся на фрагменты с «постоянными» параметрами тренда, обрабатывавшимися отдельно один от другого.

После удаления единичных выбросов и разделения рядов поправок на фрагменты выполняется устранение локальных скачков. Для этого из каждого фрагмента вычитается квадратичный тренд. Далее выполняется поиск значительных (более 0,55 нс для 30-секундных часовых файлов) разностей между соседними по времени значениями поправок. При обнаружении подобной разности выполняется поиск следующей, но не позже, чем через 3 сут, такой разности. Если вторая разность не находится, считаем, что скачок реален, однако при обнаружении достаточно близкого по времени скачка выполняется коррекция. Корректируются скачки добавлением линейного тренда на отрезок между двумя соседними и достаточно близкими скачками.

Ряд, в котором были устранены скачки, подвергается процедуре фильтрации. Используется фильтр Стратоновича, ранее разработанный авторами. Ход часов моделируется как винеровский процесс.

В результате применения алгоритма получается непрерывный ряд поправок для бортовой шкалы времени навигационного космического аппарата. Так, получены ряды поправок для всех активных аппаратов ГЛОНАСС и GPS с 01.01.2017 по настоящий момент времени. Обновление поправок выполняется ежедневно по мере поступления информации из центров обработки ГНСС-измерений.

NORMALIZATION OF THE BROADCAST TIME SCALE FOR A NAVIGATION SATELLITE BY USE OF STRUCTURAL ANALYSIS

S.D. Petrov¹

s.d.petrov@spbu.ru

I.V. Chekunov²P.V. Movsesyan¹V.A. Usachev³¹ Saint Petersburg state University² TSNPO "Cascade"³ Bauman Moscow State Technical University

A new filtering algorithm is presented for the broadcast time scale of a navigation satellite by use of structural analysis. This algorithm allows to identify and remove fictitious jumps of the broadcast time scale and to construct a continuous time scale for long time intervals of up to months and years.

МЕТОД СЕТОК ДЛЯ ПЛАНИРОВАНИЯ ИМИТАЦИОННОГО ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОГО ЭКСПЕРИМЕНТА

К.Р. Еналеев

ekr@mcc.rsa.ru

В.Г. Лаврентьев

lvq@mcc.rsa.ru

АО «ЦНИИМаш»

Метод имитационного моделирования нередко используется при решении различных практических задач. В частности, он применяется в баллистическом центре ЦНИИМаш для расчета параметров корректирующих маневров в процессе управления полетом космическим аппаратом при перелете и полете на рабочей орбите в окрестности точки либрации L_2 системы Солнце-земля, для оценки фактических параметров выполненных маневров. Суть метода можно описать тремя основными этапами: разработка имитационной модели объекта исследования, проведение вычислительного эксперимента с имитационной моделью, перенесение результатов эксперимента на объект исследования.

Под имитационной моделью (ИМ) понимаем компьютерную программу, воспроизводящую (имитирующую) процесс изменения характеристик объекта во времени. Например, программа, выполняющая интегрирование уравнений движения космического аппарата (КА) КА в заданном поле сил, является имитационной моделью движения центра масс КА.

В ходе вычислительного эксперимента (ВЭ) [1, 2] выполняется многократный прогон ИМ при различных значениях входных данных (конфигурациях факторов) и рассчитываются определенные характеристики (отклики) для достижения целей ВЭ. Нередко целью ВЭ является определение конфигурации факторов, доставляющей экстремум отклику ИМ. Постановка задачи такого оптимизационного ВЭ может быть сведена к по-

становке задачи оптимизации вида $\min_{x \in X} F(x)$. Здесь отклик ИМ $Z = F(x)$ рассматривается как скалярная величина, $X = \{x_1, \dots, x_n\}_N$ — допустимое множество конфигураций факторов ВЭ, определенное в N -мерном пространстве вещественных чисел. При этом вид поверхности отклика Z заранее не известен. Требуется разработать такой план прове-

дения ВЭ, т. е. целенаправленного перебора конфигураций факторов из множества X , который обеспечивает приближенное решение оптимизационной задачи.

Суть предлагаемого метода для планирования оптимизационного ВЭ с ИМ поясним на примере однофакторного ВЭ, т. е. $X = \{x\}$ — множество вещественных чисел.

Шаг 1. Выполняется построение сетки с центром в заданной точке c . Для этого определяемый экспериментатором интервал $[a, b]$, где точка c — его середина, разбивается точками $\{x_m\}_{1,M+1}$ на M равных частей; $\{x_m\}_{1,M+1}$ — множество узлов сетки; a, b — границы сетки; c (середина отрезка $[a, b]$) — центр сетки; длина интервала $[a, b]$ — ширина сетки.

Шаг 2. Выполняется ИМ для каждого узла сетки, рассчитывается множество откликов $\{z_m\}_{1,M+1}$, отыскиваются минимальный отклик z_{\min} и соответствующее ему значение фактора x_{\min} .

Шаг 3. Если x_{\min} находится на границе сетки, то выполняется перестроение сетки (шаг 1) с центром в точке x_{\min} . При этом ширина сетки остается неизменной. Далее выполняется шаг 2.

Шаг 4. Если x_{\min} находится внутри сетки, выполняется перестроение сетки (шаг 1) с центром в точке x_{\min} . В качестве границ сетки берутся точки $x_{\min} - 1, x_{\min} + 1$. Далее выполняется шаг 2.

Шаг 5. Шаги 1–4 выполняются до тех пор, пока ширина сетки не окажется меньше некоторой заданной величины ε . Полученные при этом z_{\min}, x_{\min} и являются приближенным решением задачи ВЭ.

Подобное построение сетки и выполнение с ее помощью оптимизационного имитационного ВЭ возможно для случая N факторов. Так, при $N = 2$ границами сетки является квадрат, при $N = 3$ — куб.

Далее приводятся сравнительные оценки метода сеток с некоторыми известными методами планирования оптимизационных ВЭ, представляются варианты дальнейшего развития данного метода.

Литература

- [1] Шеннон Р. Имитационное моделирование систем: искусство и наука: пер. с англ. М.: Мир, 1978.
- [2] Кобзарь А.И. Прикладная статистика. Для инженеров и научных работников. М.: Физматлит, 2006.

GRID METHOD FOR PLANNING A SIMULATION EXPERIMENT

K.R. Yenaleyev
V.G. Lavrent'yev

ekr@mcc.rsa.ru
lvlg@mcc.rsa.ru

JSC "TsNIIMash"

The simulation method is often used to solve various practical problems. In particular, it is used at the TsNIIMash MCC ballistic center to calculate the parameters of corrective maneuvers during the flight control of a spacecraft (SC) during flight and flight in a working orbit in the vicinity of the libration point L2 of the Sun-Earth system, to evaluate the actual parameters of the performed maneuvers. The essence of the method can be described in three main stages: developing a simulation model (SM) of the object of study, conducting a computational experiment (CE) with SM, transferring the results of the CE to the object of study.

ВОПРОСЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ МАЛЫХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НАДУВНЫХ ТОНКОПЛЕНОЧНЫХ ОБОЛОЧЕК ДЛЯ УВОДА С ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

Юн Сон Ук¹

В.М. Кульков¹

С.О. Фирсюк¹

В.В. Корянов²

А.А. Недогаарок²

wook4573@naver.com

vmk_1@mail.ru

iskramai@gmail.com

vkoryanov@bmstu.ru

kafsm3@bmstu.ru

¹ Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проведен проектно-баллистический анализ для определения траекторных параметров движения малых космических аппаратов с использованием надувных тонкопленочных оболочек на этапе орбитального движения до входа в атмосферу. Приведен оптимальный закон управления движением малых космических аппаратов с устройством аэродинамического торможения.

С ростом количества запускаемых на орбиты искусственных спутников Земли объектов накопление техногенного мусора приобретает катастрофические масштабы, и очистка этого пространства становится актуальной проблемой. Нарастающая сегодня тенденция к миниатюризации космических аппаратов (КА) и использованию группировок малых спутников вместо одного большого усугубляет проблему, увеличивая число объектов в околоземном пространстве.

Одним из возможных инструментов решения этой проблемы могут служить раскрываемые в космосе конструкции, входящие в состав КА, а именно надувные элементы конструкции КА, которые позволяют увеличить площадь поверхности КА в целях повышения его аэродинамического сопротивления и уменьшения времени его существования. Способы применения КА с надувными тормозными устройствами (НТУ) могут быть разными. Надувные конструкции можно использовать для управления торможением малых космических аппаратов при доставке полезного груза в заданный район поверхности Земли, что позволит сводить с орбиты космические объекты практически без затрат рабочего тела. Такой подход к решению задачи спуска с орбиты отработавших свой срок аппаратов позволяет обеспечить их управляемый и безопасный спуск в заданный район, тем самым снизив риск возникновения аварийных ситуаций, связанных с падением несгоревших частей аппарата.

В Московском авиационном институте проводятся исследования по созданию в технологии CubeSat с устройством аэродинамического торможения (УАТ) на основе надувных баллонов для «деорбитинга» — увода исчерпавших ресурс КА с орбиты [1]. На базе данной технологии планируется проведение космического эксперимента «Аэрокосмос-МАИ» [2].

Исследуется возможность применения технологии использования надувных конструкций при торможении космических объектов в космосе на рабочей орбите Международной космической станции. На этой высоте плотность атмосферы определяются солнечной активностью и другими факторами. Наиболее часто используемые в атмосферных моделях параметры, которые влияют на время существования МКА, представляют собой прогноз значения индекса солнечной активности F10.7. Индекс солнечной активности сильно зависит от текущего солнечного цикла. Однако в настоящее время существует ограниченная способность точно оценивать и прогнозировать изменчивость солнечной активности [3]. Таким образом, низкая точность в способно-

сти точно прогнозировать солнечную активность затрудняет прогнозирование продолжительности жизни КА на орбите, а также управление попаданием его в заданную область на границе атмосферы.

Одной из проблем является построения закона управления движением МКА с НТУ в условиях неопределенности плотности атмосферы и других возмущающих факторов. Строится двухэтапный закон управления с прогнозированием плотности атмосферы в заданном периоде с утонением на основе текущих измерений.

Целью работы является рассмотрение режимов управления движением МКА на этапе аэродинамического торможения в разреженной среде до входа в плотные слои атмосферы. Разработана математическая модель баллистики управляемого движения аппаратов в условиях свободномолекулярного обтекания. Проводится баллистический анализ для определения точности входа в атмосферу с учетом уровней солнечной активности и баллистического параметра МКА. Формируется закон управления траекторным движением МКА на основе разработанного метода оптимизации траекторных параметров МКА.

Литература

- [1] Нестерин И.М., Пичхадзе К.П., Сысоев В.К., Финченко В.С., Фирсюк С.О., Юдин А.Д. Предложение по созданию устройства для схода наноспутников CubeSat с низких околоземных орбит // Вестник НПО им. С.А. Лавочкина. 2017 № 3 (37). С. 20–26.
- [2] Кульков В.М., Готов М.К., Юн Сон Ук. Отработка перспективных технологий маневрирования МКА в космическом эксперименте «Аэрокосмос-МАИ») // Научное наследие и развитие идей К.Э. Циолковского: материалы 54-х Научных чтений памяти К.Э. Циолковского Ч. I. Калуга, 2019. С. 94–96.
- [3] Horn A.C. A Low Cost Inflatable CubeSat Drag Brake Utilizing Sublimation. M.S., Old Dominion University, United States. Virginia, 2017.

PROBLEMS OF ENGINEERING SOLUTION FOR SMALL SATELLITES WITH INFLATABLE BRAKING DEVICES FOR DE-ORBITING FROM LOW EARTH ORBIT

S.W. Yoon¹

V.M. Kulkov¹

S.O. Firsyuk¹

V.V. Koryanov²

A.A. Nedogorok²

wook4573@naver.com

vmk_1@mail.ru

iskramai@gmail.com

vkoryanov@bmstu.ru

kafsm3@bmstu.ru

¹ Moscow aviation institute (national research university)

² Bauman Moscow State Technical University

The project-ballistic analysis is carried out to determine the trajectory parameters of the motion of small spacecraft using inflatable thin-film shells at the orbital trajectory before entering the atmosphere. The optimal laws of motion control small satellites with aerodynamic braking device is presented.

With the increase in the number of space objects launched into orbits, the accumulation of “debris” is becoming catastrophic, and cleaning up space becomes an urgent problem. The growing tendency today to miniaturize satellite and using small satellite constellations instead of large one exacerbates the problem by increasing the number of objects in near-Earth space.

One of the possible tools for solving this problem can be the structures deployed in space, namely, inflatable structural elements of the spacecraft, which can increase the surface area of the spacecraft in order to increase its aerodynamic drag and reduce its lifetime. The method of using spacecraft with inflatable braking devices can be varied. Inflatable structures could be used to control the braking of the small satellite during the delivery of payload to a given area of the Earth's surface, which allow deorbiting space objects from target orbit without consumption of fuel. This approach to solving the problem of deorbit spacecraft that has exhausted their ballistic lifetime allows us to ensure their controlled and safe re-entry into a given area, thereby reducing the risk of accidents associated with the fall of unburned parts of the spacecraft.

At the Moscow Aviation Institute conducted research to develop a technology CubeSat aerodynamic drag device based on inflatable balloons for «deorbiting» removal of spacecraft that have exhausted their lifetime from orbit [1]. Based in this technology, it is planned to conduct the space experiment “Aerocosmos-MAI” [2].

The possibility of applying the technology of using inflatable structures when braking space objects from space in the working orbit of the International Space Station is being investigated. At this altitude orbit, atmospheric density is determined by solar activity and other factors. The parameters that affect the lifetime of the small satellite, most often used in atmospheric models, are a forecast of the value of the solar activity index F10.7. The solar activity index is highly dependent on the current solar cycle. However, there is currently limited ability to accurately assess and predict the variability of solar activity [3]. Thus, the low accuracy in the ability to accurately predict solar activity makes it difficult to predict the lifetime of a spacecraft in orbit and to control its entry into a given region at the boundary of the atmosphere.

One of the problem is the construction law of motion control of small satellite with inflatable braking device under the condition of uncertainty in the density of the atmosphere and other disturbing factors. A two-stage control law is constructed with prediction of the density of the atmosphere in a given period with thinning based on current measurements.

The aim of the research is to consider the modes of motion control of small satellite at the stage of aerodynamic braking from rarefield atmosphere until entering dense atmospheric layers. A mathematical model of the ballistics of the controlled movement of devices in the conditions of free molecular flow is developed. Ballistic analysis is carried out to determine the accuracy of entry into the atmosphere, taking into account the levels of solar activity and the ballistic parameter of small satellite. The law of motion control of small satellite is being formed on the basis of the developed method for optimizing the trajectory parameters of small satellite.

References

- [1] Nesterin M., Pichhadze K.M., Sysoev V.K., Finchenko V.S., Firsyuk S.O., Yudin A.D., Proposal for Creating a Device for Deorbiting Low-Earth-Orbit CubeSats // Vestnik NPO imeni S.A. Lavochkina. 2017. No 3 (37). P. 20–26.
- [2] Kulkov V.M., M.K. Glotov, Sung Wook Yoon. Development of perspective technologies of maneuvering small satellites in the space experiment “Aerocosmos-MAI” // Scientific heritage and development of K.E.'s ideas Tsiolkovsky materials of the 54th Scientific Readings in memory of K.E. Tsiolkovsky Part I. Kaluga, 2019. P. 94–96.
- [3] Horn A.C. A Low Cost Inflatable CubeSat Drag Brake Utilizing Sublimation. M.S., Old Dominion University, United States. Virginia, 2017.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДИНАМИКИ ДВИЖЕНИЯ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА НА ЭТАПЕ ПОСАДКИ С ПРИМЕНЕНИЕМ СПЕЦИАЛЬНОГО ПРОГРАММНОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ

В.В. Корянов

vkoryanov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Системы посадки для будущих космических миссий на Земле и Марсе требуют надежных технологий, способных достичь цели наиболее точным способом. Для этого такие системы должны проходить строгое динамическое моделирование с использованием точного и эффективного программного обеспечения. Целью данного исследования является расчет динамики движения спускаемого аппарата с использованием современного цифрового программного обеспечения. Исследования проводились для разных начальных условий и подходов к поверхности. В результате получены значения возникающих перегрузок и сил, действующих на спускаемый аппарат. Данные, предоставленные в результате моделирования, позволяют сделать вывод о наиболее опасных вариантах посадки, которые следует учитывать для успешного выполнения будущих миссий.

Системы посадки для будущих космических миссий на Земле и Марсе требуют надежных технологий, способных достичь цели наиболее точным из возможных способов. Система посадки миссии ExoMars 2020 состоит из основного парашюта (ширина 15 м), который замедляет спускаемый аппарат от гиперзвуковых до дозвуковых скоростей, и дополнительного парашюта (ширина 35 м), который понижает скорость спускаемого аппарата для выполнения условий безопасной посадки.

Во время экспериментальной отработки системы посадки для миссии ExoMars 2020 возникли сложности, так как оба парашюта получили повреждения во время испытаний [1].

Настоящее исследование направлено на приблизительное определение области посадки спускаемого аппарата ExoMars 2020 без развертывания парашюта в зависимости от его начальной скорости и в условиях Земли, и в условиях Марса [2, 3], а также исследуется динамика движения спускаемого аппарата незадолго до и после его касания поверхности. Полученная информация поможет понять, насколько для успешного выполнения миссии важно знать характеристики области посадки в зависимости от типа грунта в месте посадки и других параметров, а также в зависимости от наклона спускаемого аппарата в момент приближения к поверхности.

С использованием специального программного обеспечения «Универсальный механизм», разработанного Брянским государственным техническим университетом, была смоделирована серия разных вариантов посадки для различных параметров посадки, упомянутых выше. Программа применяет классическую теорию механики на модели, основанной на геометрии спускаемого аппарата ExoMars. Он также учитывает горизонтальный ветер, свойства грунта, противостоящие удару спускаемого аппарата, и его коэффициент трения для двух различных видов грунта — жесткого и мягкого.

Исследования проводили для различных начальных условий и подходов к поверхности. В результате были рассчитаны значения возникающих перегрузок и сил, действующих на спускаемый аппарат и контейнер с полезной нагрузкой. Полученные данные выявили наиболее опасные варианты посадки, которых следует избегать для успешного выполнения будущих миссий.

Литература

- [1] David L. Europe and Russia Have ExoMars Parachute Problems // It Could Threaten the 2020 Mars Launch. SPACE.com, August 2019.

- [2] Golomazov M.M., Finchenko V.S. Aerodynamic Design of Descent Vehicle in the Martian Atmosphere Under "ExoMars" Project / Institute of Automatics and Design, Lavochkin Association. Moscow, 2013. P. 42.
- [3] Finchenko V.S., Ivankov A.A., Shmatov S.I., Mordvinkin A.S. The Preliminary Results of the Calculation and Test Investigations of the Main Aero and Thermodynamic Parameters "ExoMars" Descent Module, Lavochkin Association, Moscow, 2013. P. 68–70.

SIMULATION DYNAMIC MOTION OF A LANDING VEHICLE DURING THE LANDING STAGE USING SPECIAL DIGITAL SOFTWARE

V.V. Koryanov

vkoryanov@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University

Landing systems for future space missions in Earth and Mars require trustable technologies capable of achieving their aim in the most accurate way possible. For this purpose, systems should go through rigorous dynamic simulations run by precise and efficient software. This study aims to approximately determine the dynamic motion of a landing vehicle using the modern digital software. Studies were conducted for different initial conditions and approaches to the surface. As a result, the values of the arising overloads and forces acting on the descent vehicle were obtained. The data provided by the simulations conclude the safest landing options that should be taken into account for the success of future missions.

Landing systems for future space missions in Earth and Mars require trustable technologies capable of achieving its aim in the most accurate way possible. The landing system of the ExoMars 2020 mission relies on a main parachute (15 m wide), which decelerates the vehicle from hypersonic to subsonic speeds, and a secondary parachute (35 m wide), able to upgrade the vehicle speed to achieve a safe landing.

On May 28 of this year, the landing system for the ExoMars 2020 mission was tested unsuccessfully, since both parachutes suffered unexpected damage during the high-altitude drop test. Therefore, the spacecraft landed using only the drag and lift produced by its body [1].

This study aims to approximately determine the landing area of the ExoMars 2020 vehicle (without parachute deployment) depending on its initial velocity in both Earth and Mars environment [2], as well as the dynamic motion of the vehicle shortly before and after it touches the ground. The information collected would help understand to what extent it is crucial for the success of the mission to know the characteristics of the landing zone (type of ground, slope, etc.) and to control the vehicle's inclination (measured from the radial axis) when it is approaching to the ground.

Using the software Universal Mechanism, developed by Bryansk State Technical University, a series of different landing situations have been simulated varying the landing parameters mentioned above. The program applies the classic mechanics theory on a model based on the geometry of the ExoMars vehicle. It also takes into account the horizontal wind, the properties of the ground to resist the impact of the vehicle and its friction coefficient for two different kinds of soil: boulder and sand.

The landing area of the vehicle resulting from the dispersion of intersection points between the trajectory of the vehicle and the ground has been calculated using the program MATLAB. The calculations have into account the pitch and module of the initial velocity of the vehicle (reentry velocity direction has been set to be parallel to the Equator), expressed in the geographical system of coordinates, to calculate all the forces implied in the vehicle phase of descent from an altitude of 100 km. The aerodynamic data used for these calculations has

been determined experimentally [3]. Additionally, the code has implemented a mathematical representation of the 1976 COESA United States standard lower atmospheric values and a mathematical representation of zonal harmonic planetary gravity based on planetary gravitational potential (excluding the potential due to planet rotation).

Studies were conducted for different initial conditions and approaches to the surface. As a result, the values of the arising overloads and forces acting on the descent vehicle and the container with the payload were calculated. The data obtained provided the most dangerous landing options, which must be avoided for the success of future missions, and the safest ones.

References

- [1] David L. Europe and Russia Have ExoMars Parachute Problems. It Could Threaten the 2020 Mars Launch, SPACE.com, August 2019.
- [2] Golomazov M.M., Finchenko V.S. Aerodynamic Design of Descent Vehicle in the Martian Atmosphere Under “ExoMars” Project, Institute of Automatics and Design, Lavochkin Association, Moscow, 2013, p. 42.
- [3] Finchenko V.S., Ivankov A.A., Shmatov S.I., Mordvinkin A.S. The Preliminary Results of the Calculation and Test Investigations of the Main Aero and Thermodynamic Parameters “ExoMars” Descent Module, Lavochkin Association, Moscow, 2013. P. 68–70.

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВОЗМОЖНЫХ ЗОН ПОСАДКИ СПУСКАЕМОГО АППАРАТА НА ПОВЕРХНОСТЬ ВЕНЕРЫ

Н.А. Эйсмонт¹

В.В. Корянов²

К.С. Федяев¹

С.А. Бобер¹

В.А. Зубко^{1,2}

А.А. Беляев^{1,2}

neismont@iki.rssi.ru

vkoryanov@bmstu.ru

fedyaev@cosmos.ru

stas.bober@gmail.com

zubkova@student.bmstu.ru

don.beliae2012@yandex.ru

¹ Институт космических исследований РАН

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

Исследована возможность увеличения зон посадки спускаемого аппарата миссии «Венера-Д» на поверхность Венеры за счет расширения окон запуска миссии при существующих ограничениях на массу полезной нагрузки и допустимые перегрузки при входе спускаемого аппарата в атмосферу. Показано, что расширение окон запуска в данных условиях приводит к значительному расширению зон посадки при умеренном снижении полезной нагрузки.

В настоящее время ведутся исследования по проекту «Венера-Д», целью которого является изучение атмосферы и поверхности Венеры. Для этого планируется направить к Венере перелетный космический аппарат, в состав которого входит спутник Венеры и спускаемый аппарат. Последний на подлете к Венере отделяется и входит в атмосферу с последующей посадкой на ее поверхность с использованием парашютной системы. Район посадки пока не определен, его оптимальный выбор является отдельной задачей, критерии решения которой остаются в области поиска наиболее приоритетных экспериментов на поверхности Венеры.

Данная работа направлена на решение проблемы определения достижимых областей на поверхности Венеры для окон дат старта с 2026 по 2031 г. При этом в качестве ограничений принимаются массы полезной нагрузки, а именно масса доставляемого на поверхность посадочного аппарата и масса спутника Венеры на суточной высокоэллипти-

ческой орбите. Кроме того, учитываются уровни допустимых максимальных перегрузок при входе в атмосферу. В состав выбираемых параметров, удовлетворяющих принятым ограничениям, входят даты старта и прилета к Венере, учитывающие сценарии миссий, такие как перелет на угловые расстояния более или менее полвитка.

Для оценки упомянутых масс используются значения характеристической скорости, необходимые для реализации миссий. Предполагается, что выведение на орбиту перелета используется ракета-носитель «Ангара-А5» с водородным разгонным блоком, для перевода на орбиту спутника Венеры применяется двигательная установка с удельным импульсом 320 с.

В работе показано, что расширение окон запуска относительно стандартно принимаемых величин приводит к значительному расширению районов возможной посадки при умеренном снижении полезной нагрузки.

DETERMINATION OF POTENTIAL LANDING SITES FOR THE VENERA-D LANDER

N.A. Eismont¹

V.V. Koryanov²

K.S. Fedyaev¹

S.A. Bober¹

V.A. Zubkova^{1,2}

A.A. Belyaev^{1,2}

neismont@iki.rssi.ru

vkoryanov@bmstu.ru

fedyaev@cosmos.ru

stas.bober@gmail.com

zubkova@student.bmstu.ru

don.beliae2012@yandex.ru

¹ Space research Institute of the Russian Academy of Sciences

² Bauman Moscow State Technical University

A possibility of extension of potential landing sites for the Venera-D lander by increasing the mission launch windows is investigated. The problem is considered under technical restrictions on payload mass and allowable lander overloads during its entry into the Venus atmosphere. It is shown that increasing of the launch windows under the given restrictions leads to significant extension of potential landing sites at the moderate decrease of the payload mass.

АНАЛИЗ РАЗЛИЧНЫХ КОНФИГУРАЦИЙ НАДУВНОГО ТОРМОЗНОГО УСТРОЙСТВА ДЛЯ УВОДА С ОРБИТЫ КОСМИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ

В.В. Корянов¹

О.М. Алифанов¹

А.А. Недогарок¹

Юн Сон Ук²

В.М. Кульков²

С.О. Фирсюк²

vkoryanov@bmstu.ru

o.alifanov@yandex.ru

nedogarok.aa@bmstu.ru

wook4573@naver.com

vmk_1@mail.ru

iskramai@gmail.com

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Проведен анализ возможности применения надувного тормозного устройства для увода с орбиты космических объектов. Рассмотрена принципиальная схема такого устройства, преимущества и недостатки его различных конфигураций: сферического, пирамидального и конического.

Тормозное устройство предназначено для уменьшения времени существования космического аппарата (КА) на околоземной орбите после прекращения его активной эксплуатации. Сведение КА с орбиты предполагается проводить за счет естественного аэродинамического торможения в верхней разреженной атмосфере Земли. Во время эксплуатации КА на орбите устройство находится в свернутом компактном состоянии.

После принятия решения о прекращении целевого использования КА либо по команде долговременного таймера происходит активация устройства. При этом компактно уложенная тонкопленочная оболочка устройства под действием наддува принимает объемную форму, что приводит к увеличению площади проекции КА и его баллистического коэффициента в десятки и сотни раз.

В отличие от механического раскрытия, при использовании газового наддува необходимо решить проблему протечек газа и потери давления вследствие пористости пленки, повреждения оболочки частицами космического мусора. Поддерживать форму оболочки в данных условиях предполагается путем оснащения устройства запасом газа для многократного наддува. В устройстве во время всего срока активного существования КА должен храниться запас сжатого газа наддува или запас реагента для производства холодного газа за счет химических превращений.

Принципиально надувное устройство может располагаться вплотную, смежно к КА либо дистанционно на тросе или штанге. При отсутствии у КА выступающих частей со стороны развертывания баллона, способных его повредить, наиболее эффективным предполагается размещение вплотную. Такое размещение препятствует закрутке КА относительно баллона и возможным ударам по нему. При наличии выступающих частей на корпусе КА со стороны раскрытия тормозного устройства баллон может быть вынесен на жесткой штанге. Однако при такой схеме баллон в меньшей степени защищен от повреждений при ударе о корпус, снижается общая жесткость конструкции.

В работе рассмотрены особенности, преимущества и недостатки аэродинамического устройства трех конфигураций: сферического, пирамидального и конического, составленного из тороидальных сегментов. Все три типа обеспечивают статическую устойчивость КА в тандеме с тормозным устройством. Сферическое тормозное устройство обладает наиболее простой конструкцией, схемой наддува и раскрытия. Пирамидальное устройство представляет собой правильную пирамиду, ребра которой формируются наддутыми аэробалками, между ними натянута пленка. Основание пирамиды, которое после стабилизации тандема КА + НТУ будет подветренной (необдуваемой), закрывать пленкой не предполагается. Форма конического тормозного устройства обеспечивается набором кольцевых (тороидальных) надувных элементов, расположенных по образующей конуса, аналогично, например, спускаемому аппарату Metnet [1, 2], а также устройствам, описанным в патентах [3–5].

Литература

- [1] Heilimo J., Harri A.M., Aleksashkin S., Koryanov V., Arruego I., Schmidt W., Haukka H., Finchenko V., Martynov M., Ostresko B., Ponomarenko A., Kazakovtsev V., Martin S., Siili T. RITD — Adapting Mars Entry, Descent and Landing System for Earth // *Geophysical Research Abstracts*. 2014. Vol. 16. EGU2014-5506-1, 2014, EGU General Assembly.
- [2] Koryanov V.V., Kazakovtsev V.P., Griselin H., Danhe C. Analysis of the dynamics of movement landing vehicle with an inflatable braking device on final stage of trajectory // *IOP Conference Series Materials Science and Engineering*. 2019. Pp. 3–8.
- [3] Финченко В.С. Спускаемый аппарат-буксир для снятия космических объектов с орбиты. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.findpatent.ru/patent/262/2626788.html> (дата обращения 15.05.2018).
- [4] Алифанов О.М. Развертываемое тормозное устройство для спуска в атмосфере планет. [Электронный ресурс]. URL: <http://www.freepatent.ru/patents/2528506> (дата обращения 15.05.2018).

[5] Inflatable Re-entry Vehicle Experiment. [Электронный ресурс]. URL: https://www.nasa.gov/pdf/378699main_NASAFacts-IRVE.pdf (дата обращения 15.05.2018).

ANALYSIS OF VARIOUS CONFIGURATIONS OF AN INFLATABLE BRAKE DEVICE FOR ORBITING SPACE OBJECTS

V.V. Koryanov¹
O.M. Alifanov¹
A.A. Nedogarok¹
Yun Son Uk²
V.M. Kul'kov²
S.O. Firsyuk²

vkoryanov@bmstu.ru
o.alifanov@yandex.ru
nedogarok.aa@bmstu.ru
wook4573@naver.com
vmk_1@mail.ru
iskramai@gmail.com

¹ Bauman Moscow State Technical University

² Moscow Aviation Institute (National Research University)

The paper analyzes the possibility of using an inflatable braking device to remove space objects from orbit. A schematic diagram of such a device is considered, the advantages and disadvantages of various configurations of inflatable brake devices: spherical, pyramidal and conical are considered.

ОЦЕНКА ЭФФЕКТИВНОСТИ УСТРОЙСТВА НАДУВНОГО ТИПА ДЛЯ СВЕДЕНИЯ С ОРБИТЫ ОТРАБОТАВШИХ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.А. Недогарок¹
В.В. Корьянов¹
А.Г. Топорков¹
Юн Сон Ук²
С.О. Фирсюк²
В.М. Кульков²

nedogarok.aa@bmstu.ru
vkoryanov@bmstu.ru

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Сегодня каталоги отслеживаемых фрагментов космического мусора в околоземном пространстве включают несколько десятков тысяч объектов, способных нанести ущерб и разрушения действующим космическим аппаратам и потенциально опасных для пилотируемых миссий. При этом прогнозируется дальнейший каскадный рост числа частиц вследствие их столкновений. Одним из средств, способных снизить темпы роста загроможденности космического пространства опасными фрагментами, является оснащение космических аппаратов устройством для сведения с орбиты по завершении срока эксплуатации.

Среди многообразных по принципу действия и конструкции устройств сведения [1–5] пассивные тормозные устройства, основанные на аэродинамическом торможении в верхней земной атмосфере, отвечают критериям относительной простоты конструкции, не требуют сложного управления и постоянных энергозатрат. В целях наиболее эффективного использования разреженной газовой среды для торможения на вы-

сотах до 600...800 км, предлагается оснащать космические аппараты (КА) развертываемыми конструкциями, не нарушающими габариты аппарата в сложенном виде в период выведения и эксплуатации и способными увеличить площадь аппарата в десятки и сотни раз в развернутом виде. В открытых источниках [6, 7] рассматривались развертываемые конструкции на основе тонких пленок с надувным или проволочным каркасом. Кроме того, конструктивные требования, предъявляемые к аэродинамическим тормозным устройствам, во многом аналогичны солнечным парусам, что позволяет также принимать во внимание многочисленные работы по технологии солнечных парусов.

В представленной работе проведена оценка эффективности применения надувных тормозных устройств различной формы: шарообразной, пирамидообразной и конической. Выполнен сравнительный анализ устройств описанных форм и конструкций по ряду параметров: площади и баллистическому коэффициенту КА с развернутым устройством, требуемому объему газа для активации и поддержания работы устройства, массе элементов тормозного устройства, объему в сложенном виде. Анализ показал наибольшую эффективность надувной конструкции.

На численной модели динамики аппарата проведена оценка темпов снижения орбиты КА и срока его баллистического существования до момента затопления. Модель движения аппарата включает в себя модель верхней атмосферы (ГОСТ Р 25645.166–2004) и неоднородность гравитационного поля Земли с точностью до 5-й гармоники (ПЗ-90.11). Расчеты выполнены для ряда различных начальных условий по высоте, индексу солнечной активности, а также различной площади тормозного устройства. Результаты моделирования срока существования соотнесены с массой тормозного устройства.

Разработанная параметризованная модель позволяет для различных КА спроектировать тормозное устройство с требуемыми параметрами и ограничениями по массе, объему в сложенном состоянии и времени сведения.

Литература

- [1] Космический мусор: фундаментальные и практические аспекты угрозы / под ред. Л.М. Зеленого, Б.М. Шустова. М.: ИКИ РАН. 2019. 236 с. URL: http://iki.cosmos.ru/books/2019cos_mus.pdf (дата обращения 27.11.2019).
- [2] Адушкин В.В., Аксенов О.Ю., Вениаминов С.С., Козлов С.И. О подходах к оценке потенциальной опасности разрушений и столкновений космических объектов // ВКС. 2018. № 1 (94). URL: <https://cyberleninka.ru/article/n/o-podhodah-k-otsenke-potentsialnoy-opasnosti-razrusheniy-i-stolknoveniy-kosmicheskikh-obektov> (дата обращения 27.11.2019).
- [3] Wander A., Konstantinidis K., Förstner R., Voigt Ph. Autonomy and operational concept for self-removal of spacecraft: Status detection, removal triggering and passivation // Acta Astronautica. November 2019. Vol. 164. Pp. 92–105.
- [4] Sánchez-Arriaga G., Sanmartín J.R., Lorenzini E.C. Comparison of technologies for deorbiting spacecraft from low-earth-orbit at end of mission // Acta Astronautica. September 2017. Vol. 138. Pp. 536–542.
- [5] Rasse B., Damilano P., Dupuy Ch. Satellite Inflatable Deorbiting Equipment for LEO Spacecrafts // Journal of Space Safety Engineering. December 2014. Vol. 1, Issue 2. Pp. 75–83.
- [6] Inamori T., Kawashima R., Saisutjarit Ph., Sako N., Ohsaki H. Magnetic plasma deorbit system for nano- and micro-satellites using magnetic torquer interference with space plasma in low Earth orbit // Acta Astronautica. July–August 2015. Vol. 112. Pp. 192–199.
- [7] Underwood C., Viquerat A., Schenk M. et al. InflateSail de-orbit flight demonstration results and follow-on drag-sail applications // Acta Astronautica. September 2019. Vol. 162. Pp. 344–358.

EVALUATION OF THE EFFECTIVENESS OF AN INFLATABLE TYPE DEVICE FOR INFORMATION FROM THE ORBIT OF SPENT SPACECRAFT

A.A. Nedogarok¹

nedogarok.aa@bmstu.ru

V.V. Koryanov¹

vkoryanov@bmstu.ru

A.G. Toporkov¹

Yun Son Uk²

S.O. Firsyuk²

V.M. Kul'kov²

¹ Bauman Moscow State Technical University

² Moscow Aviation Institute (National Research University)

The catalogs of space debris traced in near-Earth space that are currently tracked include several tens of thousands of objects that can cause damage and destruction to existing spacecraft and are potentially dangerous for manned missions. In this case, a further cascade increase in the number of particles due to their collisions is predicted [1,2]. One of the possible means that can reduce the growth rate of space loading by dangerous fragments is to equip the spacecraft with a device for information from orbit at the end of its operational life [3].

МЕТОДЫ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧ ВЫБОРА МАРШРУТА ОБХОДА ЭЛЕМЕНТАМИ ОСНАЩЕНИЯ БАЛЛИСТИЧЕСКОЙ РАКЕТЫ СОВОКУПНОСТИ ЦЕЛЕЙ

Н.Н. Котяшев¹

kgv.64@mail.ru

В.Н. Захаров¹

Г.В. Казаков¹

В.В. Корянов²

vkoryanov@bmstu.ru

¹ ФГБУ «4-й ЦНИИ» Минобороны России

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

Приведены анализ особенностей, сравнительная оценка и направления совершенствования методов и алгоритмов решения задач выбора маршрутов разведения элементами оснащения баллистической ракеты по совокупности целей. Сформулированы математические постановки задач синтеза и анализа алгоритмов решения разомкнутых задач коммивояжера с использованием принципов синтеза сложных систем — оптимальности, допустимости и адаптивности.

Совершенствование ракетного вооружения требует и совершенствования методической базы его применения, в том числе, решения достаточно сложной задачи обоснования и выбора методов оперативного определения маршрутов обхода элементами оснащения (ЭО) баллистической ракеты (БР) для различного числа ЭО [1–3].

Сформулирована общая постановка задачи выбора оптимального (квазиоптимального) маршрута обхода ЭО баллистической ракеты задаваемых для нее целей, которая в теории множеств рассматривается как решаемая с использованием различных методов дискретной оптимизации задача поиска пересечения декартовых множеств составляющих ее элементов при выполнении условий эффективности решения задачи или ограничений на ресурсы.

В качестве критериев оптимальности маршрута обхода наибольшее распространение получили минимум затрат топлива, минимум импульса количества движения,

минимум затрачиваемого времени на разведение ЭО и др., которые в общем случае не эквивалентны. Для каждого из рассмотренных критериев могут быть использованы целевые функционалы различной точности, учитывающие изменения баллистических производных, скорость изменения массы топлива, веса отделяемых ЭО и т. п.

Решение задачи в общем случае может быть реализовано на принципах оптимальности, допустимости и адаптивности с использованием как точных методов поиска решений, так и эвристических.

Из всего множества маршрутов обхода можно выделить допустимые, в числе которых может оказаться и заданный маршрут. Тогда, если на задачу не наложены какие-либо дополнительные условия, режим оптимизации выбора маршрута обхода можно не использовать.

При заданных одновременно требованиях к точности решений и ограничениях на время реализации алгоритмов может быть поставлена задача выбора подходящих для этого алгоритмов нахождения оптимальных (квазиоптимальных) или допустимых маршрутов обхода ЭО заданных целей. Решение задачи будет адаптивным, если для различных комплекций БР и различных условий их применения будет выбираться метод решения, удовлетворяющий как по времени решения задачи, так и по допустимой методической ошибке решения.

В условиях радикального повышения мощностей ЭВМ вполне доступным для решения поставленной задачи следует считать метод полного комбинаторного перебора (ПКП) вариантов на множестве всех возможных путей в графе заданной размерности (множестве всех возможных перестановок вершин графа). В основу алгоритма этого метода может быть положен алгоритм формирования перестановок из заданного множества элементов [4]. Но его главный недостаток заключается в экспоненциальном увеличении сложности алгоритма при увеличении числа точек обхода, что при большом их числе (более 10) за разумно приемлемое время не под силу ни одной из современных ЭВМ (для 17 целей количество вариантов маршрута для несимметричной матрицы путей составит $(17 - 1)! = 2,092 \cdot 10^{13}$), т. е. она относится к классу трансовычислительных.

Таким образом, этот метод вполне можно использовать при выборе маршрутов обхода ограниченного количества элементов оснащения ракеты (≤ 10) и получать маршруты обхода, доставляющие минимум выбранному функционалу затрат.

Методы дискретной оптимизации решения разомкнутой задачи коммивояжера, сокращающие ПКП, являются эвристическими; их алгоритмы являются приближенными, но зачастую способными выявлять и квазиоптимальные маршруты обхода, и оптимальные.

К числу наиболее распространенных эвристических методов можно отнести метод ближайшей точки (МБТ), модифицированный метод ближайшей точки (ММБТ), метод ветвей и границ (МВГ). Дополнительно разработаны следующие методы: ММБТ со скользящим прогнозом маршрута на три ближайшие точки вперед (ММБТ-3); модифицированный метод ветвей и границ (ММВГ), модификация которого состояла в более точном отсечении неперспективных маршрутов обхода.

Оценка качества эвристических алгоритмов проведена путем моделирования и сравнения полученных результатов с результатами точного алгоритма, разработанного на основе метода ПКП вариантов обхода ЭО моделируемых по равномерному закону распределения целей. Для этого была разработана совокупность программных средств на основе алгоритмов решения разомкнутой задачи коммивояжера, положенных в основу рассмотренных методов.

По результатам моделирования определялись оптимальный (квазиоптимальный) маршрут, средние относительные погрешности определения длительности маршру-

тов в заданной мере расстояния, сложность программной реализации и время решения задачи.

Использование ММБТ обеспечивает совпадение маршрутов обхода в сравнении с методом ПКП в 480 случаях из 1000 (для 10 точек). В остальных 520 случаях имеет место превышение затрат энергии на разведение в среднем на 1,8 %. Более точным приближением к методу ПКП может служить дополнение этого метода скользящей стратегией проверки ближайших трех точек, у которого для того же числа точек совпадение маршрутов в сравнении с методом ПКП отмечается уже в 610 случаях из 1000. В остальных 390 случаях имело место превышение затрат энергии на разведение в среднем на 1,3 %. Как видим, методическая погрешность этого метода существенно меньше погрешности ММБТ. Более точным можно считать разработанный модифицированный МВГ, использование которого обеспечивает совпадение маршрутов обхода в сравнении с методом ПКП в 1000 случаях из 1000 с минимальным по сравнению с другими методами временем выполнения.

Таким образом, при числе ЭО до 10 для отыскания оптимального порядка их обхода вполне под силу современным ЭВМ метод ПКМ. При числе ЭО более 10 для определения порядка их обхода могут использоваться эвристические методы — метод наведения в ближайшую точку и его модификации. При этом методические погрешности такой замены являются несущественными в сравнении с неиспользуемыми на ступени разведения остатками топлива. Что же касается алгоритма модифицированного метода ветвей и границ, то он способен определять практически оптимальные маршруты за время, на три порядка меньшее, чем ПКП.

Литература

- [1] Котяшев Н.Н., Галактионов В.С. Выбор маршрута разведения элементов оснащения баллистической ракеты как решение разомкнутой задачи коммивояжера // Стратегическая стабильность. 2014. № 3. С. 7–13.
- [2] Разоренов Г.Н. Системы управления летательными аппаратами. М.: Машиностроение, 2003. 584 с.
- [3] Котяшев Н.Н., Галактионов В.С., Сидоров А.В. Метод прогнозной оценки областей разведения элементов оснащения баллистической ракеты // Стратегическая стабильность. 2011. № 1. С. 21–28.
- [4] Агеев М.И., Алик В.П., Марков Ю.И. Библиотека алгоритмов. Вып. 3. М.: Сов. радио, 1978. 127 с.

METHODS OF CROSSING TASKS OF BYPASS ROUTE SELECTION BY BALLISTIC MISSILE EQUIPMENT ELEMENTS OF TARGET SET

N.N. Kotyashchev¹

kgv.64@mail.ru

V.N. Zakharov¹

G.V. Kazakov¹

V.V. Koryanov²

vkoryanov@bmstu.ru

¹FSBI “4 Central research Institute” of the Russian defense Ministry

²Bauman Moscow State Technical University

Analysis of peculiarities, comparative assessment and directions of improvement of methods and algorithms for solving problems of selection of breeding routes by elements of ballistic missile equipment on the set of targets were carried out. Mathematical setting of tasks of synthesis and analysis of algorithms of solving open problems of commutator using principles of synthesis of complex systems — optimality, permissibility and adaptability are formulated

МЕТОДИЧЕСКИЙ ПОДХОД К СОЗДАНИЮ УНИВЕРСАЛЬНОГО ПОЛЬЗОВАТЕЛЬСКОГО ИНТЕРФЕЙСА

Г.В. Казаков¹

kgv.64@mail.ru

В.В. Корянов²

vkoryanov@bmstu.ru

В.В. Чемирисов¹

А.В. Уваров¹

¹ ФГБУ «4-й ЦНИИ» Минобороны России

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

Основопологающими документами для проведения анализа и оценки перспективности информационных технологий, используемых для разработки и проектирования программных средств подготовки данных полета летательных аппаратов, являются соответствующие стандарты, указы Президента Российской Федерации и постановления Правительства РФ. Рассмотрен инновационный подход к созданию универсального пользовательского интерфейса программных средств, удовлетворяющий современным требованиям.

Перспективными для создания сложного программного обеспечения автоматизированных систем являются технологии и средства, разработанные на основе перспективной технологии — технологии открытой архитектуры. Открытая архитектура — это набор передовых технических и организационных методов, средств промышленного управления процессами производства программного обеспечения, предназначенных для высокоэффективной реализации стратегии жизненного цикла создания программного обеспечения, приводящего к главному результату: минимизации совокупной стоимости и максимизации функциональных возможностей.

Важной целью открытых систем является предоставление возможности компетентному контрагенту для поставки соответствующих стандартам модулей или элементов, которые могут быть успешно и без особых затруднений интегрированы в рабочую среду программного обеспечения по требованиям заказчика.

В том случае, если речь идет о программном средстве критического приложения, то внесение в него изменений после проведения испытаний и ввода в эксплуатацию возможно только по решению главного конструктора изделия. При этом мероприятия, необходимые для удовлетворения потребности в улучшении качества пользовательского интерфейса, заведомо не могут финансироваться в рамках сервисного обслуживания. Этим обусловлена актуальность задачи проектирования и разработки пользовательского интерфейса программных средств, которая состоит в поиске компромисса между разработчиком и заказчиком на той стадии проекта, когда техническое задание согласовано, но утвержденные в нем требования уточнены и нуждаются в проработке. В качестве решения этой задачи необходимо использовать такую архитектуру программных средств, которая будет соответствовать предлагаемому подходу к созданию универсального пользовательского интерфейса программных средств.

Основу метода составляет единая структура сведений о предметной области, под которой понимается унифицированная пятиуровневая система («Задачи», «Операции», «Действия», «Атомарные операции», «Воздействия») структуры модели данных программного средства, сформированная на основе анализа предметной области.

Разработка программного продукта в соответствии с предлагаемым подходом подразумевает интеграцию в программный код технологии, позволяющей осуществлять мониторинг действий оператора в ходе ввода данных.

Мониторинг действий оператора позволяет осуществлять сбор и накопление статистики деятельности оператора во время эксплуатации программных средств.

Используемый в [1] методический аппарат основывается на обобщении сведений о взаимодействии пользователя с пользовательским интерфейсом, что позволяет исследовать и оценить качество интерфейса, а также найти пути повышения его качества.

Для оценки качества пользовательского интерфейса необходимо:

- применение типовой системы показателей качества;
- разработка методики оценки качества;
- выполнение мероприятий по оценке показателей качества.

Показатели качества пользовательского интерфейса выражаются в формате времени выполнения операций (действий), количества действий, необходимых для выполнения операции, атомарных операций, требуемых для выполнения действия, пустых воздействий, выполненных оператором, ошибочных атомарных операций.

Предлагаемый подход к созданию универсального пользовательского интерфейса формирует программную архитектуру, которая предусматривает:

- формализацию пользовательских интерфейсов в виде UML-моделей;
- генерирование программного кода интерфейса на основе UML-моделей и документации, связанной с описанием интерфейса;
- сбор и хранение в развернутом виде информации, раскрывающей последовательность действий пользователя, которые привели к сбою программы;
- проведение оценки качества пользовательского интерфейса на основе статистических данных мониторинга действий оператора.

Литература

- [1] Раскин Дж. Интерфейс: новые направления в проектировании компьютерных систем. М.: Символ-Плюс, 2013. 272 с.

METHODICAL APPROACH TO CREATING A UNIVERSAL USER INTERFACE

G.V. Kazakov¹

kgv.64@mail.ru

V.V. Koryanov²

vkoryanov@bmstu.ru

V.V. Chemirsov¹

A.V. Uvarov¹

¹ FSBI “4 Central research Institute” of the Russian defense Ministry

² Bauman Moscow State Technical University

The relevant standards, decrees of the President of the Russian Federation and resolutions of the Government of the Russian Federation are the basic documents for analysis and assessment of the prospects of information technologies used for development and design of software tools for preparation of aircraft flight data. The report discusses an innovative approach to creating a universal user interface of software tools that meets modern requirements

ПРИНЦИПЫ ОРГАНИЗАЦИИ ЗАЩИТЫ ИНФОРМАЦИИ В АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЕ ПОДГОТОВКИ ДАННЫХ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А.Г. Андреев¹

В.Н. Захаров¹

Г.В. Казаков¹

В.В. Корянов²

kgv.64@mail.ru

vkoryanov@bmstu.ru

¹ ФГБУ «4-й ЦНИИ» Минобороны России

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

Приведен комплекс вопросов, связанных с обеспечением информационной безопасности автоматизированной системы подготовки данных полета летательных аппаратов. Раскрыто содержание двух основных принципов информационной безопасности системы. Первый принцип требует рассмотрения аспектов, относящихся к проблеме обеспечения информационной безопасности системы, а второй — оптимального управления средствами обеспечения защиты информации автоматизированной системы подготовки данных.

Современный этап информатизации различных областей деятельности государства характеризуется устойчивой тенденцией использования новейших достижений в области информационных технологий. Однако многие практические задачи при проектировании автоматизированных систем подготовки данных полета летательных аппаратов (АСПД) решаются введением либо недостаточных средств защиты, либо избыточных. И та и другая ситуация порождает уязвимость системы защиты информации АСПД.

Несмотря на многочисленные публикации, основы теории защиты информации [1–3] сводятся к формулировке основных аксиом. Это позволяет сделать вывод о том, что в настоящее время законченной теории информационной безопасности (ИБ) компьютерных систем не существует и многие вопросы, даже общего характера, требуют проработки.

Проектирование системы защиты информации АСПД должно проводиться с учетом ее назначения; оно заключается в подготовке качественных (достоверных, реализуемых и своевременных) данных полета летательных аппаратов (ДПЛА) в необходимом объеме за отведенное время.

При решении задачи обеспечения защиты информации АСПД как минимум необходимо соблюдать основные принципы построения защищенных систем.

Первый принцип — установление аспектов, относящихся к проблеме защиты информации АСПД. К указанным аспектам относятся: нормативно-правовой, организационный, технический, программный, информационный, эргатический и физический.

Второй принцип — оптимальное управление средствами обеспечения защиты информации АСПД. Для реализации этого принципа требуются:

- разработке необходимой политики информационной безопасности (ПИБ);
- выявление наиболее важной информации, которая требует особой защиты и определяет необходимый уровень защищенности АСПД;
- определение по возможности полного актуального состава угроз;
- описание актуального состава угроз в структуре семиуровневой базовой модели угроз;
- определение для всех установленных источников угроз их потенциала по реализации угрозы в соответствии с моделью нарушителя;
- составление профиля защиты АСПД;

- составление задания по обеспечению безопасности АСПД;
- определение необходимых затрат на восстановление допустимого уровня ИБ АСПД;
- управление рисками АСПД;
- мониторинг (выявления) причин нарушения свойств ИБ;
- разработка методики и программы испытаний (тестирования) специального программного обеспечения подготовки ДПЛА.

Выбор ПИБ основывается на особенностях АСПД. Основная цель создания ПИБ АСПД и ее представление в виде формальной модели [2] заключаются в определении формальных условий, которым должно удовлетворять поведение системы, в обосновании критерия безопасности, формальном доказательстве соответствия системы выбранному критерию безопасности при соблюдении установленных правил и ограничений.

Таким образом, предложены и обоснованы принципы, которым необходимо следовать при проектировании и разработке автоматизированных информационных систем любого назначения.

Литература

- [1] Девянин П.Н. Модели безопасности компьютерных систем. Управление доступом и информационными потоками. М.: Горячая линия – Телеком, 2016. 338 с.
- [2] Грушо А.А., Тимонина Е.Е. Теоретические основы защиты информации. М.: Яхтсмен, 1996. 188 с.
- [3] Зегжда Д.П., Ивашко А.М. Основы безопасности информационных систем. М.: Горячая линия – Телеком, 2000. 452 с.

PRINCIPLES OF ORGANIZATION OF INFORMATION PROTECTION IN AUTOMATED SYSTEM OF AIRCRAFT FLIGHT DATA PREPARATION

A.G. Andreyev¹

V.N. Zakharov¹

G.V. Kazakov¹

V.V. Koryanov²

kgv.64@mail.ru

vkoryanov@bmstu.ru

¹ FSBI “4 Central research Institute” of the Russian defense Ministry

² Bauman Moscow State Technical University

The report considered a set of issues related to information security of the automated aircraft flight data preparation system. The content of two basic principles of information security of the system is disclosed. The first principle requires consideration of all aspects related to the issue of information security of the system, and the second optimal management of the means of information security of the automated data production system

МЕТОДЫ ОБОСНОВАНИЯ КОЛИЧЕСТВЕННОГО СОСТАВА И ОЦЕНКИ ЗНАЧЕНИЙ ПОКАЗАТЕЛЕЙ НАДЕЖНОСТИ ТЕХНИЧЕСКИХ ОБЪЕКТОВ ВЫЧИСЛИТЕЛЬНОЙ СЕТИ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

С.А. Журбин¹

Г.В. Казаков¹

В.В. Корянов²

kgv.64@mail.ru

vkoryanov@bmstu.ru

¹ ФГБУ «4-й ЦНИИ» Минобороны России

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрен подход к решению задачи обоснования требований к показателям надежности технических средств организационно-технической системы с использованием аппарата непрерывных процессов Маркова. Получено аналитическое решение задачи. В качестве основного свойства, к которому заказчик предъявляет требования, предлагается использовать оперативность автоматизированной системы, поскольку заказчик заинтересован в снижении времени решения задач в системе.

В настоящее время проблема обоснования требований к структуре и составу автоматизированной системы, качеству технических средств, составляющих техническое обеспечение летательных аппаратов (ЛА), к показателям их надежности и быстродействию, затрагивается поверхностно. Отсутствие системного подхода в рассмотрении этой проблемы зачастую является причиной необоснованности проектных решений. Чаще всего разработка автоматизированных систем ЛА сводится к интуитивному перебору возможных вариантов организационно-технического воплощения генерального замысла создания системы.

Предъявление требований к сложным автоматизированным системам и их составным частям является сложной многоуровневой задачей. На высших уровнях иерархии представляются интегральные требования к свойствам системы в целом, например, таким как оперативность, устойчивость, гибкость, защищенность и т. д.

На основе интегральных показателей в соответствии с детализацией системы вырабатываются более частные требования к видам обеспечения автоматизированной системы, ее составным частям, элементам и деталям.

При проектировании и разработке автоматизированных систем заказчик, как правило, заинтересован в уменьшении времени реализации автоматизируемого процесса, поэтому в первую очередь предъявляет требования к времени решения системой поставленных задач.

Время решения задач в системе является показателем, характеризующим такое свойство автоматизированной системы, как оперативность, а совокупность свойств системы, выраженных через множество показателей, характеризует качество функционирования автоматизированной системы.

В качестве основного показателя оперативности предлагается математическое ожидание времени заданного количества задач в вычислительной сети ЛА. Основанием для предъявления интегрального требования к показателю оперативности являются:

- условия функционирования системы;
- стратегические задачи, выполняемые системой;
- важность обрабатываемой информации;
- ожидаемый эффект от применения системы.

На основе указанных факторов заказчик задает требование к времени решения заданного количества задач в вычислительной сети ЛА. Опираясь на требование заказчика, необходимо выработать предложения по количественному составу технических объектов вычислительной сети и их надежности.

Исходя из требования заказчика определяется зависимость вероятности нахождения технического объекта вычислительной сети в работоспособном состоянии от времени решения заданного количества задач на одном объекте и строятся графики таких зависимостей при условии, что вычислительную сеть составляет N технических объектов. По полученным результатам вырабатывается наиболее оптимальное решение по количественному составу технических объектов сети. Далее для технического объекта в зависимости от вероятности нахождения значения интенсивностей отказов и восстановлений.

Решение поставленной задачи проводится в несколько этапов:

1. Преобразование пространства безусловных событий в пространство условных событий; исключение состояний, в которых время решения заданного количества задач в вычислительной сети ЛА равно бесконечности.

2. Определение зависимости вероятности нахождения технического объекта в работоспособном состоянии от времени решения заданного количества задач на одном объекте.

3. Построение графиков указанной зависимости в связи с количеством технических объектов вычислительной сети и разработка алгоритма работы с графиками.

4. Детализация технического объекта вычислительной сети ЛА на составляющие его технические средства и оценка вероятности нахождения технического средства в работоспособном состоянии.

5. В зависимости от вероятности нахождения технического средства вычислительной сети в работоспособном состоянии находятся значения интенсивностей отказов и восстановлений технических средств.

METHOD OF SUBSTANTIATION OF QUANTITATIVE COMPOSITION AND ESTIMATION OF VALUES OF RELIABILITY INDICES OF TECHNICAL OBJECTS OF AIRCRAFT COMPUTER NETWORK

S.A. Zhurbin¹

G.V. Kazakov¹

V.V. Koryanov²

kgv.64@mail.ru

vkoryanov@bmstu.ru

¹ FSBI "4 Central research Institute" of the Russian defense Ministry

² Bauman Moscow State Technical University

The approach to solving the problem of substantiation of the requirements to the reliability indicators of the technical means of the organizational and technical system using the Markov continuous process apparatus was considered. Analytical Task Solution Received. As the main property to which the customer demands, it is proposed to use the agility of the automated system, as the customer is interested in reducing the time to solve problems in the system

МЕТОД ОЦЕНКИ ПОКАЗАТЕЛЯ КАЧЕСТВА РАЗРАБОТКИ АВТОМАТИЗИРОВАННОЙ СИСТЕМЫ ПОДГОТОВКИ ДАННЫХ ПОЛЕТА ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ И ПРИЕМА ЕЕ В ЭКСПЛУАТАЦИЮ

А.Г. Андреев¹

Г.В. Казаков¹

В.В. Корянов²

Н.Н. Котяшев¹

kgv.64@mail.ru

vkoryanov@bmstu.ru

¹ ФГБУ «4-й ЦНИИ» Минобороны России

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

Предложен метод оценки показателя качества разработки и приема в эксплуатацию автоматизированной системы подготовки данных полета летательных аппаратов с учетом ошибок и просчетов, допущенных на начальных этапах ее жизненного цикла и являющихся результатом нарушения требований руководящих документов. Предложенный метод в количественном выражении основан на известном методе анализа иерархий.

Качество разработки и приема в эксплуатацию автоматизированной системы подготовки данных (АСПД) полета летательных аппаратов, как и любой сложной системы, зависит от многих факторов. Необходимо выявить и обосновать наиболее важные из них, которые наиболее значимо влияют на качество сдаваемой в эксплуатацию системы.

Известно [1], что наибольшую опасность представляют ошибки и просчеты, допущенные на начальных этапах жизненного цикла проектируемой или модифицируемой АСПД. Поэтому рассматриваются два этапа жизненного цикла системы — этап проектирования системы и этап сдачи ее в эксплуатацию.

Показатель качества может быть выражен некоторой интегральной характеристикой. Поскольку АСПД — информационная система, то интегральным показателем [2] может служить показатель ее информационной устойчивости.

Определение интегрального показателя для сложной системы, к классу которых относится АСПД, связано с решением многокритериальной задачи.

Однако практика проектирования АСПД показала, что оценка качества по ее характеристикам является уже следствием, т. е. значения показателей качества системы, которые оказались ниже заданных, или, того хуже, при приемке системы в эксплуатацию все характеристики оказались в норме, а в процессе эксплуатации стали проявляться допущенные при проектировании и сдаче в эксплуатацию системы ошибки и просчеты, которые не только не были выявлены, но и не могли быть выявлены в процессе приема системы в эксплуатацию. Эта ситуация объясняется наличием более глубоких факторов, которые проявятся только в процессе эксплуатации системы.

Задача ставится следующим образом: по данным, полученным математической обработкой суждений экспертов о значимости каждого из установленного состава факторов, влияющих на качество разработки и приема системы в эксплуатацию, определить на каком уровне учтены указанные факторы в процессе модификации или разработки АСПД.

Для решения этой задачи предлагается использовать наилучший метод решения многокритериальных задач — метод анализа иерархий (МАИ), разработанный Т.Л. Сати [3]. Согласно [4], МАИ одновременно является дескриптивной и нормативной теорией измерений, проведение парных сравнений соответствует дескриптивному подходу, а нормативный подход проявляется в использовании экспертных суждений для создания шкалы интенсивностей, которую можно применять для раздельной оценки вариантов АСПД. Факторы, от которых в значительной степени зависит качество раз-

рабатываемой АСПД, носят название родовых критериев [4], и они в итоге определяют качество процесса эксплуатации системы.

Качество сдаваемой в эксплуатацию АСПД определяет заказчик с использованием известных или разработанных им новых методов и методик, учитывающих специфику системы. При этом должен составляться перечень основных факторов, определяющих качество проектирования и сдачи в эксплуатацию АСПД.

Практическое применение изложенного метода рассмотрено на примере.

Литература

- [1] Майерс Г. Надежность программного обеспечения. М.: Мир, 1980. 360 с.
- [2] Андреев А.Г., Казаков Г.В., Корянов В.В. Метод оценки стойкости функций безопасности средств защиты автоматизированной системы управления полетами космических аппаратов // Инженерный журнал: наука и инновации. 2017. Вып. 7. URL: <http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2017-7-1634>
- [3] Саати Т.Л. Принятие решений. Метод анализа иерархий. М.: Радио и связь, 1993. 312 с.
- [4] Саати Т.Л. Принятие решений при зависимостях и обратных связях. Аналитические сети. М.: ЛЕНАНД, 2018. 360 с.

METHOD OF EVALUATION OF QUALITY INDICATOR OF DEVELOPMENT OF AUTOMATED SYSTEM FOR PREPARATION OF AIRCRAFT FLIGHT DATA AND RECEPTION OF ITS OPERATION

A.G. Andreyev¹

G.V. Kazakov¹

V.V. Koryanov²

N.N. Kotyashev¹

kgv.64@mail.ru

vkoryanov@bmstu.ru

¹ FSBI "4 Central research Institute" of the Russian defense Ministry

² Bauman Moscow State Technical University

Proposed method of evaluation of quality indicator of development and acceptance into operation of automated system of aircraft flight data preparation taking into account errors and miscalculations made at initial stages of its life cycle and resulting from violation of requirements of guidance documents. The proposed method in quantitative terms is based on the known hierarchy analysis method

ИСПОЛЬЗОВАНИЕ КОРРЕЛЯЦИОННО-ФАЗОВЫХ ПЕЛЕНГАТОРОВ ТИПА «РИТМ-М» В СОСТАВЕ НАЗЕМНОГО КОМПЛЕКСА УПРАВЛЕНИЯ КОСМИЧЕСКИМ АППАРАТОМ «СПЕКТР-РГ»

И.Н. Валяев

З.Н. Турлов

Ф.Е. Филиппов

АО «ОКБ МЭИ»

valyaev@okbmei.ru

Для обеспечения полета космического аппарата «Спектр-РГ» в первые сутки был проведен цикл измерений направляющих косинусов с привлечением корреляционно-фазового пеленгатора «Ритм-М» с нескольких контрольно-измерительных пунктов.

В ходе проведения цикла измерений были подтверждены заявленные высокие точностные характеристики корреляционно-фазового пеленгатора (КФП) «Ритм-М», а также достигнуто превышение в 3,5 раза максимальной дальности работы комплекса. Высокая чувствительность радиоинтерферометра обуславливается корреляционной схемой обработки сигналов при разнесенном приеме.

Одновременная работа двух КФП «Ритм-М» (беззапросный режим) по космическому аппарату (КА) дает возможность высокоточного получения полного вектора состояния КА без привлечения средств командно-измерительных систем (КИС).

Добавление интерферометрических измерений к измерениям дальности КИС приводит к существенному возрастанию точности измерения внеплоскостных параметров при определении орбиты по сравнению с аналогичным показателем при добавлении к дальностям обычных угловых измерений антенны (с датчиков углового положения) в следящем режиме, т. е. является достойной альтернативой двухпунктному (КИС + КИС) определению параметров орбиты.

Помимо получения координатной информации о КА с помощью КФП «Ритм-М» параллельно с режимом измерения текущих навигационных параметров в режиме реального времени можно проводить мониторинг некоординатной информации КА.

КФП «Ритм-М» позволяет наращивать тактико-технические характеристики (ТТХ): расширение частотного диапазона, включение в состав наземного комплекса управления КА дальнего космоса, работа в сетевой структуре аналогично проекту ALMA.

USE OF CORRELATION-PHASE DIRECTION FINDERS OF THE “RHYTHM-M” TYPE AS PART OF THE GROUND-BASED SPACECRAFT CONTROL SYSTEM “SPECTR-RG”

I.N. Valyayev

valyayev@okbmei.ru

Z.N. Turlov

F.Ye. Filippov

JSC “OKB MEI”

To ensure the flight of the Spectrum-RG spacecraft on the first day of the flight, a cycle of measurements of directional cosines was carried out using the Rhythm-M correlation-phase direction finder (KFP) from several control and measuring points (KIP): KFP ZKIP and KFP TsKIP. During the measurement cycle, the declared high accuracy characteristics of the Rhythm-M KFP were confirmed, and a 3.5-fold excess of the maximum range of the complex was achieved.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧ ОПТИМАЛЬНОГО УПРАВЛЕНИЯ МАНЕВРАМИ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

А.Ю. Мельников

alexey_60_mel@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлены математическая модель и методика решения краевых задач оптимального управления аэрокосмическим аппаратом на основе принципа максимума Понтрягина, а также методика формирования оптимальных функций наведения, аппроксимирующих эталонное управление. Результаты численных исследований содер-

жат номинальные и возмущенные оптимальные траектории, в которых аппарат разгоняется ускорителем, совершает пространственные маневры и выходит на орбиту.

Целью данной работы является получение функций наведения, способных использовать все преимущества воздушно-космического самолета (ВКС) при выполнении пространственных маневров.

Использование аэродинамических сил позволяет оперативно совершать маневры, не выполнимые существующей ракетной техникой, например: при наземном старте вывести ВКС на любую заданную орбиту, существенно изменить наклонение и прочие элементы орбиты, незамедлительно спуститься с орбиты и приземлиться в любую точку поверхности Земли. Кроме того, дополнение реактивных сил аэродинамическими значительно экономит топливо [1], что приводит к увеличению выводимой массы космического аппарата (КА). Дальнейшее снижение расхода топлива возможно при увеличении удельного импульса за счет применения ядерных и прямоточных двигателей на атмосферных участках полета.

Для достижения поставленной цели были разработаны математическая модель оптимального движения, методика решения краевых задач и методика формирования оптимальных функций наведения ВКС.

При разработке математической модели были испытаны различные методы оптимизации [2], из которых был выбран принцип максимума Понтрягина, а также основные допущения и ограничения. Постановка задачи отличается тем, что при сквозной оптимизации управления не используется деление траектории на участки, учитываются все существенные физические факторы, отделение ступеней, вариации характеристик ВКС, стартовых и конечных условий. ВКС оснащен двигателем малой тяги с определенным запасом топлива, а характеристики ступеней ускорителя могут варьироваться.

Критерий оптимальности — минимум начальной массы ускорителя, необходимой для вывода на целевую орбиту заданной конечной массы ВКС. В результате исследований уравнения движения в различных системах координат была выбрана нормальная система координат с радиальной, восточной и северной осями, которая позволила: вывести эффективную систему дифференциальных уравнений движения ВКС по экстремалам, исключить неопределенности типа деления на ноль, понизить размерность сопряженного вектора и минимизировать число гармонических функций, что многократно ускорило расчет траекторий и решение краевой задачи.

С учетом того, что градиенты конечных параметров полета по начальному сопряженному вектору стремятся к бесконечности, был принят обратный порядок решения краевой задачи — вместо начальных задаются конечные параметры полета, а траектории интегрируются с отрицательным временным шагом. Немонотонность градиентов начальных параметров, обусловленная атмосферными рикошетами, ступенчатыми функциями переключения и ограничениями, создает проблему локальных экстремумов, поэтому в методике решения краевых задач наряду с известными методами [3] были введены оригинальные алгоритмы поэтапного добавления участков полета, аналитического расчета начального приближения и поиска области сходимости, использующие зависимость стартовой широты и азимута от количества рикошетов. Проблема сходимости по стартовым углам и высоте была решена путем коррекции тяги и запасов топлива ступеней ускорителя.

Численные исследования дали новые, отчасти неожиданные результаты, включающие зависимости оптимального управления от сопряженного вектора, параметров полета, допущений, характеристик ВКС и ускорителя.

Методика оптимизации наведения основана на принципах обратной связи, усиления и демпфирования, неразрывности управления и условиях квазистационар-

ности [4]. Для аппроксимации управления на экстремалих была предложена оригинальная структура функций наведения, составленных из отношений полиномов второго порядка, содержащих произведения навигационных параметров и констант управления. Неразрывность управления при смене участков полета была достигнута применением функций относительных интервалов времени участков полета. Эталонные экстремали были определены в результате решения краевой задачи.

Суть решения задачи оптимального наведения состоит в итерационном поиске констант управления, оптимальных по затратам топлива на достижение целевой орбиты и коррекцию конечного промаха при действии возмущений. При разработке методики оптимизации наилучший результат показало сочетание методов наискорейшего спуска и градиента с ограничением шага поиска.

В данной задаче затраты топлива являются функционалом в многомерной системе координат, заданной константами управления. В окрестности поиска функционал аппроксимируется параболической гиперповерхностью, уравнение которой определяется методом конечных разностей. Немонотонность градиента функционала приводит к замедлению и заклиниванию поиска, поэтому в методике был введен алгоритм поиска экстремума в безразмерной изотропной системе координат, нормированной шагами поиска. В результате применения методики были найдены оптимальные константы управления, часть которых обратилась в ноль, что упростило функции наведения.

Вариации таких параметров, как характеристики двигателей и аэродинамики ВКС, незначительно влияют на ошибки наведения. Наибольший случайный промах вносят вариации ветра и плотности атмосферы, поэтому в задаче оптимального наведения моделировались сочетания предельных возмущений только плотности и ветра. В каждом расчетном случае проводилось определение оптимальных констант наведения. Окончательное решение выбиралось по варианту с наибольшими потерями топлива. Полученные таким образом коэффициенты увеличили номинальный расход топлива, но минимизировали потери топлива на компенсацию возмущений.

В расчетном варианте вывода ВКС на экваториальную околоземную орбиту при вертикальном старте с космодрома Байконура наибольшие потери топлива не превысили 1 %.

В работе представлены анализ, выводы, численные и графические результаты итерационного решения краевых задач, оптимизации наведения, расчета номинальных и возмущенных траекторий ВКС.

Литература

- [1] Латыпов А.Ф., Фомин В.М. Из атмосферы — в космос. Воздушно-космический самолет — транспорт будущего // Наука из первых рук. Космический урок русского. 2011. Т. 37, № 1.
- [2] Горнов А.Ю. Алгоритмы решения задач оптимального управления с фазовыми ограничениями // Вычислительные технологии. 2010. Т. 15, № 2.
- [3] Филатьев А.С., Янова О.В. Сквозная оптимизация ветвящихся траекторий космических систем с учетом случайных возмущений // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2010. № 1.
- [4] Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. М: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2015. 410 с.

THE SOLUTION TO THE PROBLEMS OF OPTIMAL CONTROL OF MANEUVERS OF AN AEROSPACE AIRCRAFT

A.Yu. Mel'nikov

alexey_60_mel@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

The paper presents a mathematical model and a technique for solving boundary value problems of optimal control of an aerospace vehicle based on the Pontryagin maximum principle, as well as a method for generating optimal guidance functions approximating reference control. The results of numerical studies contain nominal and perturbed optimal trajectories in which the vehicle is accelerated by the accelerator, performs spatial maneuvers and enters orbit.

ВОЛНОВЫЕ ТРАЕКТОРИИ ДВИЖЕНИЯ НЕБЕСНЫХ ТЕЛ

П.П. Бохон

Д.Ю. Клементьев

А.А. Поляков

kliemientiev74@mail.ru

Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А.Н. Туполева (Казанский авиационный институт)

Определено действие закона «взгляд в прошлое». Сделан анализ опубликованных астрономами наблюдений за волновыми траекториями движениями одиночных звезд, звезд в шаровых скоплениях и галактиках. Установлено, что алгоритм электромагнитного излучения и алгоритм траекторий волнового движения материи, это не прерывная цепь событий, а черные дыры и законы, по которым сделаны эти расчеты, — гипотезы. Определено направление исследований взаимодействия излучения и волнового движения материи.

Сегодня мы наблюдаем звезды в тех местах, где они были тысячи лет назад, а некоторые и миллионы лет назад. Небесные тела, которые мы наблюдаем как неподвижные, перемещаются в направлении, которое определить невозможно, и где они расположены сегодня, рассчитать трудно. Подвижные звезды мы наблюдаем в том месте, где они находились в прошедшем времени, пропорциональном расстоянию до звезды. В этом случае можно предположительно определить место нахождения и направление движения звезды в наше время. Это положение в астрономии можно назвать законом «взгляд в прошлое». Равнозначным по актуальности можно считать открытие волнового движения вещества в пространстве Вселенной (1844). Но в полной мере все эти заключения и расчеты, основанные на наблюдениях нынешнего дня, за истину принимать нельзя. И вот почему: во-первых, есть закон «взгляд в прошлое»; во-вторых, звезды, как и планеты, движутся по волновым траекториям.

Такой вывод сделан астрономами в результате наблюдений за движением звезд нашей галактики и движением звезд в похожих галактиках. А это противоречит методам определения параллаксов звезд. Есть такое выражение астрономов: «...явление параллакса возможно только в гелиоцентрической системе, когда Земля движется вокруг Солнца» [1, с. 69]. Выводы из наблюдений за волновыми траекториями движения планет и звезд, отличаются от результатов расчетов движения небесных объектов по «классическим законам» существующей теории, об этом было сказано в нашем докладе на XLI Королёвских чтениях (секция 13).

В волновых траекториях движения небесных тел наблюдается своя частота и своя длина волны движения. Параметры волнового движения звезд различные. У од-

них звезд длину и частоту траекторий волнового движения можно наблюдать. Таких примеров наблюдений за движением двойных, или кратных, звезд, опубликовано множество. Причины возникновения волновых траекторий движения звезд до конца не исследованы. Одна из причин, влияющих на волновое движение звезд по классическим законам, — это закон тяготения и близкое расположение другой звезды, или невидимого тела рядом со звездой (черная дыра).

Этот вывод предполагает движение звезды и невидимого тела в одном направлении аналогично движению Солнечной системы. Но надо обратить внимание на то, что коллинеарное движение планет Солнечной системы имеет переменные скорости движения планет, относительно скорости движения Солнца. Это означает, что во время движения Солнечной системы бывают периоды, когда скорость планет больше, меньше или равна скорости Солнца. В момент, когда скорость движения планеты меньше скорости Солнца, по закону тяготения планета неизбежно должна притянуться и врезаться в Солнце. Но такого не происходит. Поэтому физиками не без основания высказываются сомнения и о правильности закона тяготения. Волновые траектории движения одиночных звезд астрономы объясняют присутствием рядом со звездами невидимых небесных тел. Это соответствует, по их мнению, теории и «классическим» законам. Массу и размер невидимого тела определяют с помощью обобщенного закона Кеплера. Некоторые размеры и плотность невидимых звезд, рассчитанные по этим формулам, в тысячи раз больше, чем наблюдаемые размеры и плотность видимых звезд. Рассчитанное по нашим формулам волновое (коллинеарное) движение планет Солнечной системы изложено в докладах на XL – XLIII Королёвских чтениях.

Такое огромное несоответствие рассчитанных размеров невидимых и наблюдаемых звезд, а также их движение по волновым траекториям, вызывает много вопросов. В связи с этим имеет место и другой взгляд астрономов на существование, другая теория образования волновых траекторий движения небесных тел. Они предполагают, что волновое движение вещества — это результат «остывания» волнового движения электромагнитного излучения. Остатки «остывшего» волнового движения электромагнитного излучения наблюдают и сегодня. «Именно от этой эпохи дошло до нас реликтовое излучение, правда, покрасневшее вследствие расширения Вселенной и потерявшее свою энергию, то есть излучение остыло» [1, с. 222]. Возникает вопрос: во что превратилась энергия излучения при остывании? Разнообразие электромагнитного излучения изучено, и оно имеет свой алгоритм. Этот алгоритм, как и алгоритм движения волн теплового излучения, изменяется. Возможно, что частота всех электромагнитных волн со временем становится меньше, а длина — больше в результате взаимодействия с окружающим пространством и возникает физическое явление, которое можно назвать «затухающее колебание струн». Энергия излучения тратится на искривление пространства, без которого невозможна локализация элементарных частиц вещества. Все макротела во Вселенной состоят из атомов и элементарных частиц. Именно из суммы движений частиц образуется наблюдаемое волновое движение планет и звезд.

Если рассматривать старт ракеты с Земли, то фактически это изменение уже имеющейся скорости и траектории движения частиц и атомов материи, из которой изготовлена ракета. Несмотря на то что мы видим ее неподвижно стоящей на космодроме, фактически ракета, как поверхность Земли, движется в пространстве по волновой траектории с длиной волны примерно 22 319 409 км. Время одного цикла движения равно 24 ч. В результате старта ракета получает волновую траекторию движения, отличающуюся от волновой траектории движения космодрома, расположенного на поверхности Земли. На расстоянии 400 км от поверхности Земли (траектория движения МКС) волновая траектория движения ракеты будет иметь длину волны примерно 2 800 175 км и размер цикла, равный 180 мин. Частота волны движения ракеты увели-

чилась в 8 раз, а длина волны стала меньше в 8 раз. Скорость ракеты так же стала больше скорости движения космодрома. Изменение скорости без ускорения невозможно. Вероятно, до старта сила волнового движения материи Земли удерживает ракету на своей земной траектории движения и необходимо определенное количество энергии, чтобы получить ускорение, изменить скорость, и траекторию движения ракеты. Но рассматривать надо не движение макротела в пространстве, а волновое движение частиц, из которых состоит макротело. Для полного понимания процесса волнового движения частиц в структуре макротел необходимо изучить поэтапное движение роста геометрических размеров материи — от кварков до молекул и от молекул до звезд, определить их взаимодействие с пространством и траектории их движения на каждом этапе роста. Мы провели простые эксперименты, в земных условиях, определили направление поиска взаимодействия материи и пространства.

Литература

- [1] Цветков В.И. Космос: полная энциклопедия. М.: Эксмо, 2015. 248 с.

WAVE TRAJECTORIES OF CELESTIAL MOTION

P.P. Bokhon

D.Yu. Klement'yev

A.A. Polyakov

kliementiev74@mail.ru

Kazan national research technical University
named after A. N. Tupolev (Kazan aviation Institute)

The work defines the effect of the law "look into the past." An analysis is made of the observations published by astronomers on the wave paths of the motions of single stars, stars in globular clusters and galaxies. Bottom line: the algorithm of electromagnetic radiation and the algorithm of the trajectories of the wave motion of matter, it is a continuous chain of events. Black holes, and the laws by which these calculations are made are hypotheses. The direction of research on the interaction of radiation and the wave motion of matter is determined.

О МОДЕЛИРОВАНИИ В ЗАДАЧАХ ДИНАМИКИ СИСТЕМ ГИРОСКОПИЧЕСКОЙ СТАБИЛИЗАЦИИ И ОРИЕНТАЦИИ

Л.К. Кузьмина

Lyudmila.Kuzmina@kpfu.ru

Казанский национальный исследовательский технический университет
имени А.Н. Туполева (Казанский авиационный институт)

Применительно к проблемам моделирования в динамике систем гироскопической стабилизации разработаны понятия и методы классической теории устойчивости с обобщением принципа сведения в общем качественном анализе.

В работе развивается универсальный подход с комбинированием идеологии теории устойчивости Ляпунова и асимптотических методов теории возмущений. Это позволяет сводить решение задач моделирования и анализа динамики для многомасштабных систем к регулярной схеме с декомпозицией системы. Разрабатываются система-

тические процедуры для построения эквивалентных упрощенных систем в качестве систем сравнения (В.М. Матросов, Р. Беллман). При этом в качестве порождающей системы и порождающего решения принимаются укороченная (нелинейная по совокупности всех введенных переменных, включая малый параметр как дополнительную переменную) система и, соответственно, — ее решение. Здесь, в отличие от традиционных подходов, порождающая система — сингулярно возмущенная, порождающее решение не есть вырожденное.

Применительно к потребностям динамики систем гиросtabilизации с учетом их структурных особенностей конструируется алгоритм с построением упрощенных моделей в качестве расчетных. Применяемая авторская методика, основанная на развитии идей Н.Г. Четаева и В.В. Румянцева, доведенная до инженерного уровня, позволяет по разработанной схеме в рамках поставленной динамической задачи выделять в движении системы разнотемповые составляющие, выявляя «несущественные» степени свободы в рамках решаемой задачи, с последующим переходом к корректной укороченной модели (идеализированной по соответствующим физическим свойствам) и выяснением влияния отброшенных «неидеальностей» на динамические свойства.

Полученные фундаментальные теоретические результаты позволяют для инженерных задач систем гироскопической стабилизации и ориентации получить новые решения, актуальные для приложений, с возможностью разделения каналов стабилизации и управления в нелинейной постановке.

*Автор признателен Российскому фонду фундаментальных исследований
за поддержку работы.*

Литература

- [1] Ляпунов А.М. Общая задача об устойчивости движения // АН СССР. Собр. соч. Т. 2. М., 1956. С. 7–264.
- [2] Четаев Н.Г. Об оценках приближенных интегрирований // ПММ. 1957. Т. 21, № 3. С. 419–421.
- [3] Kuzmina L.K. Stability Theory Methods and Modelling Problems in Mechanics. Proc. of 7th International Conf. on Mechanics and Materials in Design (M2D2017). Algarve, Portugal, INEGI, 2017. P. 73–74. <http://www.inegi.up.pt/>
- [4] Kuzmina L.K. Methods and models in dynamics of multidisciplinary systems. EURO 2018 Proceedings. Valensia, 2018. P. 347. <https://www.euro-online.org/conf/euro29/>

ABOUT MODELLING IN PROBLEMS OF DYNAMICS FOR SYSTEMS OF GYROSTABILIZATION AND ORIENTATION

L.K. Kuzmina

Lyudmila.Kuzmina@kpfu.ru

Kazan national research technical University
named after A. N. Tupolev (Kazan aviation Institute)

With regard to modeling problems in the dynamics of gyroscopic stabilization systems, concepts and methods of the classical theory of stability are developed, with a generalization of the principle of reduction in general qualitative analysis.

ЧИСЛЕННОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА И КРЫШКИ ЛЮКА ПАРАШЮТНОГО КОНТЕЙНЕРА ПРИ ЕЕ ОТДЕЛЕНИИ С УЧЕТОМ ИНТЕРФЕРЕНЦИОННЫХ ЭФФЕКТОВ

В.Т. Калугин

А.Ю. Луценко

Д.М. Слободянюк

kaluginvt@mail.ru

aulutsenko@mail.ru

slob.dima@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены аэродинамические характеристики (АДХ) возвращаемого аппарата (ВА), а также крышки люка парашютного контейнера (КЛПК) в процессе ее отделения. Проведены численные расчеты в пакете FlowVision. При расчете с применением динамической сетки получены траектории движения (без учета гравитационных сил), кинематические параметры крышки при различных начальных условиях отделения, а также АДХ ВА и КЛПК. Выявлены особенности течения при различных положениях крышки относительно ВА.

При движении возвращаемого аппарата (ВА) в плотных слоях атмосферы происходит отделение лобового теплозащитного экрана [1] и крышки люка парашютного контейнера (КЛПК) [2], расположение которой возможно на боковой или кормовой поверхности ВА. Исследования показывают, что при нахождении отделившегося конструктивного элемента вблизи летательного аппарата имеет место аэродинамическая интерференция [3]. Вследствие данного явления происходит изменение суммарных аэродинамических нагрузок, действующих как на отходящий элемент, так и на ВА, что приводит к изменению их аэродинамических характеристик (АДХ), а следовательно, может привести к колебаниям отделившегося элемента и столкновению с аппаратом.

В настоящей работе рассматривается задача совместного обтекания ВА и КЛПК. Расчеты проводятся с применением динамической сетки. Выявляются особенности течения, оценивается влияние кинематических параметров на безопасность отделения. Проводятся анализ и сравнение АДХ и структур течения при различных начальных условиях.

ВА представляет собой тело вращения сегментально-конической формы, а КЛПК — элемент боковой поверхности ВА. Число Маха набегающего потока составляет $M_\infty = 0,6$. Угол атаки α изменяется в диапазоне от -45° до 5° с шагом 15° . Параметры атмосферы соответствуют параметрам на высоте $H = 5000$ м. КЛПК приводится в движение с помощью толкателей, усилие которых направлено по нормали к боковой поверхности ВА и соответствует начальным скоростям отделения крышки $V_0 = 5, 10, 15$ м/с. Численное моделирование проводилось в пакете FlowVision методом конечных объемов с применением динамической сетки. Расчетная область представляет собой куб со стороной $40D_m$, где D_m — диаметр мишени ВА. Исследуемые модели располагаются в центре куба. Число ячеек составляет порядка 4 млн. Модель турбулентности — SST.

Задача моделирования отделения КЛПК от ВА с применением динамической сетки решается в два этапа. В первую очередь проводится расчет стационарного обтекания ВА до момента отделения КЛПК. Второй этап предусматривает движение крышки по направляющим под действием силы от толкателей, а также ее движение в свободном потоке. В результате расчетов были определены траектории движения КЛПК для каждого расчетного случая. Получены кинематические параметры движения крышки, структуры течения, а также АДХ ВА и КЛПК в зависимости от времени. Выявлено, что отделение КЛПК без соударения (при отсутствии силы тяжести) происходит при лю-

бых рассмотренных скоростях отделения для $\alpha = 0$ и 15° . При $\alpha = 15^\circ$, когда крышка находится на подветренной стороне, низкая начальная скорость ($V_0 = 5$ м/с) приводит к столкновению КЛПК и ВА. Увеличение $|\alpha|$ до 30 и 45° приводит к опасно близкому прохождению крышки около ВА ($\alpha = -45^\circ$, $V_0 = 15$ м/с и $\alpha = 30^\circ$, $V_0 = 10$ м/с) или к столкновению.

Проведен анализ структур течения, а также АДХ ВА и КЛПК до отделения крышки и в процессе ее отделения. Отмечено, что особенностями АДХ ВА до отделения КЛПК являются отрицательный коэффициент нормальной силы C_y при увеличении угла атаки α от 0 до 30° , а также ненулевое значение момента тангажа m_z при практически нулевом значении коэффициента C_y при $\alpha = 30^\circ$. Данный эффект объясняется особенностями перераспределения давления по поверхности ВА в результате отрыва потока в зависимости от режима обтекания. Показано, что АДХ ВА и КЛПК в момент движения крышки по направляющим изменяются скачкообразно вследствие падения давления в парашютном контейнере. При дальнейшем удалении крышки от возвращаемого аппарата, АДХ аппарата принимают колебательный характер вблизи значения, соответствующего значению АДХ ВА до момента отделения крышки. АДХ КЛПК также принимают колебательный, но знакопеременный характер, что вызвано вращением крышки вокруг центра масс. Различие в поведении АДХ КЛПК при разных углах атаки объясняется воздействием внешнего потока, а уменьшение их периода колебаний при увеличении скорости отделения — увеличением скорости протекания физических процессов. Существенной особенностью является противоположность знаков коэффициентов нормальной силы КЛПК после ее выхода из застойной зоны при $V_0 = 15$ м/с для случаев $\alpha = 15^\circ$ и 30° . Данное явление объясняется различием структур течения вблизи КЛПК, в частности расположением локальных отрывных областей.

В результате расчетов получены АДХ КЛПК и ВА с применением динамической сетки. Крышка приводилась в движение с помощью толкателей, однако сила тяжести в работе не учитывалась. Установлены физические особенности обтекания ВА до и после отделения КЛПК, а также особенности влияния усилий толкателей и начального угла атаки на процесс отделения крышки. Показано различие структур течения и АДХ при разных условиях отделения КЛПК. Отмечено, что значения угла атаки и усилий толкателей существенно влияют на безопасность отделения крышки, заключающуюся в предотвращении опасно близкого сближения или столкновения с ВА. Однако необходимо проведение дополнительных исследований влияния силы тяжести на безопасность отделения КЛПК.

Литература

- [1] Бабаков А.В. и др. Расчет методом потоков структуры течения и аэродинамических характеристик при отделении лобового теплозащитного экрана от возвращаемого аппарата // Космическая техника и технологии. 2014. №. 4. С. 3.
- [2] Аксенов А.А. и др. Компьютерное моделирование течения и относительного движения возвращаемого аппарата и крышки люка парашютного контейнера в процессе их разделения на участке спуска // Космическая техника и технологии. 2015. №. 2. С. 39–50.
- [3] Смирнов В.Ю. Влияние воздушного судна на аэродинамические характеристики грузов на внешних подвесках // Науч. вестн. Моск. гос. техн. уни-та гражд. авиации. 2009. №. 141.

A NUMERICAL STUDY OF THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE RETURNED APPARATUS AND THE HATCH OF THE PARACHUTE CONTAINER WHEN IT IS SEPARATED, TAKING INTO ACCOUNT INTERFERENCE EFFECTS

V.T. Kalugin
A.Yu. Lutsenko
D.M. Slobodyanyuk

kaluginvt@mail.ru
aulutsenko@mail.ru
slob.dima@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

The aerodynamics characteristics (ADC) of the reentry vehicle (RV) and the parachute container hatch cover (PCHC) during its separation are considered in current paper. Numerical calculations were performed in the FlowVision package. The trajectories of motion (excluding gravitational forces), the kinematic parameters of the cover under various initial separation conditions, as well as the ADC of the RV and PCHC are obtained using a dynamic grid. The flow features at various positions of the cover relative to the RV are revealed.

ОСОБЕННОСТИ АЭРОДИНАМИЧЕСКИХ ХАРАКТЕРИСТИК И СТАБИЛИЗАЦИИ ОТДЕЛЯЕМЫХ ОТ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ ЭЛЕМЕНТОВ В ВИДЕ ОБОЛОЧЕК

В.Т. Калугин
А.Ю. Луценко
Д.К. Назарова

kaluginvt@bmstu.ru
lutsenko@bmstu.ru
dknazarova@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Определены аэродинамические характеристики отделяемых элементов конструкции ракет-носителей, имеющих форму оболочек, в диапазоне чисел Маха набегающего потока от 0,1 до 4,0. Подобран вариант системы стабилизации для створки головного обтекателя ракеты-носителя, который обеспечит полет элемента после сброса под фиксированным углом атаки с нулевым аэродинамическим качеством, что позволит уменьшить район падения створки.

При выводе космических аппаратов на орбиту происходит сброс большого количества отработавших элементов конструкции транспортной системы. Отделяемые элементы представляют собой различные по форме тела: выпуклые, например отработавшие ступени, разгонные блоки, и тонкие оболочки, такие как створки обтекателей, переходные, хвостовые отсеки, различные крышки люков и т. п. Вопросы расчета траектории после сброса и районов падения ступеней ракет-носителей (РН) рассмотрены наиболее подробно [1–3]. Однако определение траектории движения и мест падения отделяемых элементов в форме оболочек представляет собой не менее важную и сложную задачу [3]. Для точного прогнозирования и уменьшения районов падения оболочек необходимо знать их аэродинамические характеристики (АДХ) в широком диапазоне скоростей набегающего потока ($M_\infty = 0,1...6,0$). Для сокращения размеров районов падения оболочек необходимо добиться их стабилизации в полете на конкретном угле атаки, при котором они обладают нулевым аэродинамическим качеством [4].

В работе определены АДХ цилиндрических, конических и комбинированных оболочек при дозвуковой ($M_\infty = 0,1$), транзвуковой ($M_\infty = 0,8...1,2$) и сверхзвуковой

($M_{\infty} = 1,2 \dots 5,0$) скорости набегающего потока, проведены исследования влияния геометрических параметров, выявлены особенности обтекания оболочек по сравнению со сплошными телами и пластинами. Расчетные результаты сравнивались с экспериментальными данными, полученными в до- и сверхзвуковой аэродинамической трубах МГТУ им. Баумана. Также рассмотрено несколько вариантов систем аэродинамической стабилизации для цилиндрикоконической створки головного обтекателя РН.

Анализ результатов исследований показал, что при обтекании полого конуса образуется особенно сложная структура течения с затеканием во внутреннюю полость и образованием застойной области, что приводит к различию АДХ полого и сплошного конусов. Все остальные исследованные оболочки (полый цилиндр, разрезные цилиндрические и конические оболочки) характеризуются обтеканием со сквозным протеканием потока, однако внутренняя полость все же влияет как на АДХ, так и на структуры обтекания таких оболочек. Выявлено, что для створки головного обтекателя РН наиболее эффективной системой стабилизации является система с двумя полыми перфорированными конусами, закрепленными в носовой и кормовой частях модели. При применении такой системы створка имеет только один угол устойчивого положения равновесия, при котором ее аэродинамическое качество равно нулю.

Таким образом, проведено комплексное исследование аэродинамики отделяемых элементов конструкции РН в виде оболочек, подобран приемлемый вариант системы стабилизации для цилиндрикоконической створки головного обтекателя РН. Результаты данного исследования могут быть использованы при расчете траекторий выведения РН, определении размеров районов падения отделяемых элементов РН, разработке способов уменьшения размеров этих районов.

Работа поддержана Фондом содействия развитию малых форм предприятий в научно-технической сфере (грант УМНИК, договор № 13092ГУ/2018).

Литература

- [1] Averkiev N.F. et. al. Route Optimization of the Aircraft Flight // Russian Aeronautics. 2016. Vol. 59, no 4. P. 474–479.
- [2] Golikov A.A. et al. Peculiarities of unguided reentry of space transportation system parts // Doklady Physics. 2010. Vol. 55, no 12. P. 597–601.
- [3] Еремин В.В. и др. Анализ факторов, влияющих на движение, разрушение и разбросы точек падения отделяемых частей ракет-носителей, разработка способов уменьшения районов падения // Тез. докл. XXI науч.-техн. конф. по аэродинамике. 2010. С. 78–79.
- [4] Назарова Д.К. Определение аэродинамических характеристик отделяемых от ракеты-носителя элементов конструкции в виде оболочек и разработка способов их аэродинамической стабилизации: дис. ...канд. тех. наук. М., 2019. 176 с.

AERODYNAMIC CHARACTERISTICS AND STABILIZATION FEATURES OF SEPARABLE FROM THE LAUNCH VEHICLE THIN SHELLS

V.T. Kalugin
A.Yu. Lutsenko
D.K. Nazarova

kaluginvt@bmstu.ru
lutsenko@bmstu.ru
dknazarova@bmstu.ru

Bauman Moscow State Technical University, Moscow, Russia

Aerodynamic characteristics of detachable structural elements of launch vehicles, which have the form of shells, were determined. Flow Mach numbers from 0.1 to 4.0 were reviewed. A variant of the stabilization system for a fairing shell of the launch vehicle was selected. This

stabilization system ensures the flight of the element after ejection at fixed angle of attack with zero aerodynamic quality, which makes it possible to reduce the area of shells incidence.

When the spacecrafts are put into orbit, a large number of expended structural elements of the transport system are discharged. Detachable elements can have different shapes: convex, such as expended stages, boosters, and thin shells, such as fairing shells, transition or tail modules, various access covers, etc. The issues of trajectory and falling areas calculating of the launch vehicles stages are described in the most detail [1–3]. However the issue of trajectory and falling areas of the separated elements in the form of shells determining is no less important and complex task [3]. It is necessary to know aerodynamic characteristics of the shells in a wide range of incoming flow velocities (M_∞ from 0.1 to 6.0) to accurately predict and reduce the falling areas. Shells stabilization at a specific angle of attack when they have zero aerodynamic quality allows to reduce the size of the falling areas of shells [4].

We determined aerodynamic characteristics of cylindrical, conical and combined shells in subsonic ($M_\infty = 0.1$), transonic (M_∞ from 0.8 to 1.2) and supersonic (M_∞ from 1.2 to 5.0) flow, analyzed the impact of geometry parameters and developed features of the flow around shells in comparison with solid bodies and plates. Calculation results were compared with experimental data obtained in subsonic and supersonic wind tunnels in BMSTU. Several variants of aerodynamic stabilization systems for combined cylindrical and conical fairing shell of the launch vehicle were also considered.

The analysis of the research results showed that flow around a hollow cone is accompanied by inflowing into the inner cavity and formation of a stagnant region, which leads to a difference in aerodynamic characteristics of hollow and solid cones. All other studied shells (hollow cylinder, split cylindrical and conical shells) are characterized by through flow, but the inner cavity still affects both aerodynamic characteristics and flow structures of such shells. It was revealed that the most effective stabilization system for the head fairing shell is the system with two hollow perforated cones fixed in the bow and stern parts of the model. With such stabilization system, the shell has only one angle of stable equilibrium position, at which its aerodynamic quality is equal to zero.

Thus, a global study of aerodynamics of separable from the launch vehicle thin shells was carried out, an acceptable variant of the stabilization system for combined cylindrical and conical head fairing shell was selected. The results of this study can be used in launch vehicles ascent trajectories calculating, fall areas of separated elements determining and developing ways to reduce these areas.

The work is supported by the Foundation for the promotion of small innovative enterprises in the scientific and technical sphere (grant UMNIK, No. 13092ГУ/2018).

References

- [1] Averkiev N.F. et. al. Route Optimization of the Aircraft Flight // Russian Aeronautics. 2016. Vol. 59, No. 4. P. 474–479.
- [2] Golikov A.A. et al. Peculiarities of unguided reentry of space transportation system parts // Doklady Physics. 2010. Vol. 55. No. 12. P. 597–601.
- [3] Eremin V.V. et al. Analiz faktorov, vliyayushchih na dvizhenie, razrushenie i razbrosy tochek padeniya otdelyaemyh chastej raket-nositelej, razrabotka sposobov umen'sheniya rajonov padeniya // XXI scientific and technical conference on aerodynamics. Volodarskii village. 2010. P. 78–79.
- [4] Nazarova D.K. Opredelenie aerodinamicheskikh harakteristik otdelyaemyh ot rakety-nositelya elementov konstrukcii v vide obolochek i razrabotka sposobov ih aerodinamicheskoy stabilizacii: Ph.D. thesis. Moscow. 2019. 176 c.

МОДЕЛИРОВАНИЕ ДОЗВУКОВОГО ОБТЕКАНИЯ ВРАЩАЮЩИХСЯ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

А.А. Мичкин
Е.Г. Столярова
Я.В. Ухналева

michkin_a@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проведено численное и физическое моделирование дозвукового отрывного обтекания вращающихся цилиндрических тел с разным затуплением головной части при различных угловых скоростях.

Движение летательных аппаратов (ЛА) может сопровождаться вращением. При обтекании закрученных тел воздушным потоком возникает дополнительная составляющая интегральных аэродинамических характеристик, связанная с эффектом Магнуса. Наличие вращения приводит к трансформации течения на поверхности и в следе за летательным аппаратом [1].

В дозвуковой аэродинамической трубе МГТУ им. Н.Э. Баумана проведены весовые и дренажные испытания цилиндрических тел различного удлинения в широком диапазоне углов атаки α (от -10° до 30°) и угловых скоростей ω_x (от 0 до 200 рад/с).

Была проведена модернизация существующей установки [2] для моделирования вращения: установлен двигатель постоянного тока с цифровым управлением через контроллер Arduino Uno R3. Для определения угловой скорости использован магнитный энкодер. Обратная связь позволяет поддерживать заданную скорость вращения.

Численное моделирование проведено в открытом пакете OpenFOAM на кластере «Ломоносов» и вычислительных ресурсах МГТУ им. Н.Э. Баумана. Система уравнений Навье — Стокса была дополнена граничными условиями и модификацией $k-\omega$ SST-модели на основе поправки Смирнова — Менстера. Для задания вращения использовался обобщенного сеточного интерфейса (Arbitrary Mesh Interface).

Литература

- [1] Власов О.Ю., Семенчиков Н.В. Численное моделирование взаимодействия неоперенного вращающегося тела со сверхзвуковым потоком // Инженерный журнал: наука и инновации. 2019. № 1 (85). DOI: 10/18698/2308-6033-2019-1-1839
- [2] Калугин В.Т., Мичкин А.А. Физическое моделирование отрывного обтекания вращающихся летательных аппаратов // Науч. вест. Моск. гос. техн. ун-та гражд. авиации. 2010. № 151. С. 12–16.

SIMULATION OF SUBSONIC FLOW AROUND ROTATING AIRCRAFT

A.A. Michkin
Ye.G. Stolyarova
Ya.V. Ukhnaleva

michkin_a@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

Numerical and physical modeling of the subsonic separated flow around rotating cylindrical bodies with different blunting of the head at various angular velocities.

ЧИСЛЕННОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ИСТЕЧЕНИЯ СВЕРХЗВУКОВЫХ СТРУЙ С БОЛЬШОЙ СТЕПЕНЬЮ НЕРАСЧЕТНОСТИ

А.С. Епихин^{1,2}

А.О. Чумак¹

chumackalyona@yandex.ru

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² ИСП РАН

Проведено численное моделирование истечения сверхзвуковых осесимметричных струй с большой степенью нерасчетности при различных числах Маха. Для расчета газодинамических характеристик течения использовали программный комплекс OpenFOAM. На основе проведенных расчетов выбраны численный подход (решатель) и оптимальная конфигурация расчетной области. Выполнено сравнение результатов численного моделирования с экспериментальными данными.

Интерес к исследованию истечения газа в вакуум и в затопленное пространство обусловлен широким спектром научных и практических приложений. К числу последних относятся, например, проблемы стыковки-расстыковки космических кораблей, разделения ступеней на больших высотах, взлета и посадки космических аппаратов на поверхность планет.

В ракетно-космической техники часто имеют место ситуации, когда надстроечные элементы, например защитные щитки, антенны или гаргроты, попадают в область взаимодействия истекающих в разреженное пространство струй. Взаимодействие возмущенного струйного потока с выступающими элементами сопровождается сложными ударно-волновыми структурами [1]. При этом важно правильно определить газодинамические параметры набегающей струи. В настоящее время используются различные приближенные методы и существует большое число работ, содержащих приближенный анализ и экспериментальные исследования структур и характеристик осесимметричных сверхзвуковых недорасширенных струй [2]. Однако при наличии на поверхности изделия выступающих элементов указанные методы становятся неприменимыми ввиду наличия отрывного течения. Поэтому к решению задач необходимо привлекать либо физический эксперимент, либо численные методы. В последнее время для решения подобных задач все чаще применяют программные пакеты численного моделирования. Однако ввиду особенностей истечения сильно недорасширенных струй для эффективного использования подобного программного обеспечения необходимо провести сравнение данных, полученных с его помощью, с результатами экспериментов.

Для численного моделирования использовали вычислительный комплекс OpenFOAM. Рассмотрена задача пространственного истечения осесимметричной струи со следующими исходными данными: число Маха $M = 1...5$, степень нерасчетности $n = p_a/p_\infty = 10^2...10^5$. Построены расчетные сетки с различным числом ячеек. Для расчета параметров течения струи исследованы решатели: rhoCentralFoam, dbnsTurbFoam, pimpleCentralFoam. Проведено сравнение распределения числа Маха вдоль оси струи, диаметра и длины бочки Маха для различных варьируемых параметров с экспериментальными данными. На основе полученных данных определены численный подход (решатель) и оптимальная конфигурация расчетной области для численного моделирования истечения струй с большой степенью нерасчетности.

Литература

- [1] Воронин В.В., Епихин А.С., Храмов Н.Е. Численное моделирование газодинамики сложных ударно-волновых структур, сопровождающих высотные струйные взаимодействия при

функционировании космических аппаратов // Космонавтика и ракетостроение. 2018. № 1 (100). С. 118–126.

- [2] Franquet E., Perrier V., Gibout S., Bruel P. Free underexpanded jets in a quiescent medium: A review // Progress in Aerospace Sciences. 2015. Vol. 77. P. 25–53. DOI: 10.1016/j.paerosci.2015.06.006

NUMERICAL SIMULATION OF THE EXTINCTION OF SUPERSONIC JETS WITH A GREAT DEGREE OF CALCULATION

A.S. Yepikhin^{1,2}

A.O. Chumak¹

chumackalyona@yandex.ru

¹ Bauman Moscow State Technical University

² THE ISP

A numerical simulation of the outflow of supersonic axisymmetric jets with a large degree of non-computation at various Mach numbers is performed. To calculate the gas-dynamic characteristics of the flow, the OpenFOAM software package was used. Based on the calculations, the numerical approach (solver) and the optimal configuration of the computational domain are chosen. The results of numerical simulation are compared with experimental data

ИССЛЕДОВАНИЕ ПРОЦЕССА ОБТЕКАНИЯ ПЕРФОРИРОВАННОЙ ПЛАСТИНЫ ПРИ ИЗМЕНЕНИИ ЗНАЧЕНИЯ ЕЕ ТОЛЩИНЫ

A.Г. Голубев

alexeygg@mail.ru

Е.Г. Столярова

М.Д. Калугина

maria224466@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены стабилизирующие и управляющие аэродинамические поверхности в виде перфорированных пластин различной толщины. Проведено моделирование процесса обтекания пластин при разных углах атаки в среде SolidWorks в пакете Flow Simulation и выполнен расчет аэродинамических характеристик. Выявлены особенности течения при варьировании значения толщины пластины в пределах $s = 2...6$ мм и различной степени перфорации.

При движении летательного аппарата в плотных слоях атмосферы на его поверхности образуются вихревые структуры, возникают отрывные течения [1]. Для того чтобы повысить аэродинамическую эффективность летательного аппарата, необходимо уметь направленно изменять параметры обтекания управляющих поверхностей [2]. В данной работе в виде достаточно эффективного способа достижения ламинизации потока и уменьшения степени вихреобразования рассматриваются перфорированные пластины.

Перфорированная пластина представляет собой плоскую поверхность, имеющую удлинение $l = 150$ мм (хорда и ширина равны), изменяющейся толщиной, которая равна $c_1 = 2$ мм, $c_2 = 4$ мм, $c_3 = 6$ мм в трех рассматриваемых случаях и радиусом скругления $R_1 = 1$ мм, $R_2 = 2$ мм, $R_3 = 3$ мм соответственно. Скорость набегающего потока составляет $V_\infty = 25$ м/с. Угол атаки изменялся в диапазоне $\alpha = 0...90^\circ$ с шагом $\Delta\alpha = 30^\circ$. Численное моделирование в пакете SolidWorks проводилось методом конеч-

ных объемов. Расчетная область представляет собой куб со стороной 1,5 м; при этом было выполнено сгущение сетки к поверхности пластины, т. е. создана локальная сетка, обладающая более высокой степенью разбиения. Число ячеек составляет порядка 962300. В результате процесса моделирования были получены структуры течения, соответствующие различным толщинам перфорированных пластин в диапазоне углов атаки $\alpha = 0 \dots 90^\circ$. На основе полученных значений продольной и нормальной силы рассчитаны значения аэродинамических коэффициентов. Проведен анализ структур течения и полученных АДХ.

Выявлено увеличение значения коэффициента C_x при изменении толщины пластины, обусловленное наличием возрастающей составляющей от силы давления, воздействующей на внутреннюю поверхность отверстий. Отмечено, что максимальное значение коэффициента C_x соответствует углу атаки $\alpha = 30^\circ$. Получены аэродинамические характеристики пластин с разной степенью перфорации. В исследованном диапазоне изменения угла атаки с увеличением толщины пластины при постоянной степени перфорации значение подъемной силы уменьшается, а лобовое сопротивление изменяется незначительно.

Литература

- [1] Калугин В.Т. Аэрогазодинамика органов управления полетом летательных аппаратов. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004. С. 69.
- [2] Chernukha P.A., Raffel M., Kalugin V.T. Experimental and numerical modeling of flow around perforated stabilizing device // New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics. 2010. Vol. VIII. P. 169–177.

RESEARCH OF THE FLOW AROUND A PERFORATED PLATE WITH VARIOUS THICKNESS

A.G. Golubev
E.G. Stolyarova
M.D. Kalugina

alexeygg@mail.ru
maria224466@yandex.ru

Bauman Moscow State Technical University

The paper considers stabilizing and control aerodynamic surfaces in the form of perforated plates of various thicknesses. The simulation of the flow around the plates at various angles of attack in the SolidWorks in the Flow Simulation package was performed, and the aerodynamic characteristics (ADC) were calculated. Peculiarities of the flow were revealed when varying the thickness of the plate within $c = 2 \dots 6$ mm and various degrees of perforation.

When the aircraft moves in dense layers of the atmosphere, vortex structures form on its surface and separate flows arise [1]. In order to increase the aerodynamic efficiency of the aircraft, it is necessary to be able to directionally change the parameters of the flow around the control surfaces [2]. In this work, perforated plates are considered in the form of a rather effective way to achieve laminarization of the flow and reduce the degree of vortex formation.

The perforated plate is a flat surface having an elongation equal to l (chord and width are equal), $l = 150$ mm, varying thickness, which is equal to $c_1 = 2$ mm, $c_2 = 4$ mm, $c_3 = 6$ mm in the three cases under consideration and the radius of rounding $R_1 = 1$ mm, $R_2 = 2$ mm, $R_3 = 3$ mm, respectively. The value of the free-stream velocity is $V_\infty = 25$ m / s. The angle of attack varied in the range $\alpha = 0 \dots 90^\circ$ with a step $\Delta\alpha = 30^\circ$. The numerical

simulation in the SolidWorks package was carried out using the finite volume method. The computational domain is a cube with a side of 1.5 m, while the mesh was thickened to the surface of the plate, that is, a local mesh was created with a higher degree of partitioning. The number of cells is about 962300. As a result of the modeling process, flow patterns corresponding to different thicknesses of perforated plates in the range of angles of attack $\alpha = 0 \dots 90^\circ$ were obtained. Based on the obtained values of the longitudinal and normal forces, the aerodynamic coefficients are calculated. The analysis of the flow structures and the obtained aerodynamic characteristics is carried out.

An increase in the value of the coefficient C_x with a change in the plate thickness was revealed, due to the presence of an increasing component of the pressure force acting on the inner surface of the holes. It is noted that the maximum value of the coefficient C_x corresponds to the angle of attack $\alpha = 30^\circ$. The aerodynamic characteristics of plates with various degrees of perforation are obtained. In the studied range of changes in the angle of attack with increasing plate thickness at a constant degree of perforation, the value of the lifting force decreases, and the drag decreases slightly.

References

- [1] Kalugin V.T. Aerogasdynamics of flight controls. M.: Publishing House BMSTU, 2004. P. 69.
- [2] Chernukha P.A., Raffel M., Kalugin V.T. Experimental and numerical modeling of flow around perforated stabilizing device // New results in numerical and experimental fluid mechanics VIII. 2010. P. 169–177.

МЕТОДИКА ОПТИМИЗАЦИИ ПРОФИЛЕЙ КРЫЛА МАЛОРАЗМЕРНОГО БЕСПИЛОТНОГО ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА

Е.С. Пархаев
Н.В. Семенчиков

EgorParhaev@yandex.ru
semenchikovnv@rambler.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрены решения многокритериальной задачи оптимизации профиля крыла мало-размерного беспилотного летательного аппарата (МБПЛА) при заданных ограничениях. Предложена постановка задачи оптимизации исходя из условия горизонтального полета МБПЛА, когда произведение числа Рейнольдса набегающего потока и корня из коэффициента подъемной силы является постоянной величиной. Предложенная постановка позволяет оптимизировать профиль крыла с учетом нагрузки на крыло проектируемого аппарата.

В отличие от пилотируемых летательных аппаратов аэродинамические характеристики МБПЛА сильно зависят от числа Рейнольдса. Классические подходы проектирования и оптимизации несущих поверхностей [1], как правило, не учитывают полетное число Рейнольдса, так как его изменение практически не влияет на аэродинамические коэффициенты летательного аппарата. Однако для полетных режимов МБПЛА ($Re < 106$) влияние числа Рейнольдса существенно. Дело в том, что для аэродинамики малых скоростей характерно такое явление, как ламинарно-турбулентный переход с возникновением отрыва, когда силы вязкости в потоке преобладают и ламинарный пограничный слой отрывается под воздействием даже незначительного градиента давления, далее оторвавшийся пограничный слой за счет ускорения начинает турбулизироваться, что приводит к присоединению пограничного слоя. Положение перехода на поверхности крыла, размер зоны отрыва зависят от угла атаки, скорости полета,

степени турбулентности потока и других факторов, что в конечном итоге сказывается на аэродинамических характеристиках всего аппарата. В то же время по средствам аэродинамической оптимизации профиля крыла можно управлять вышеописанным явлением, проектируя тем самым необходимые для заданных условий полета аэродинамические характеристики МБПЛА.

В работе была реализована видеоизмененная постановка задачи с учетом специфики малых чисел Рейнольдса на основе модели многокритериальной оптимизации профиля крыла [3]. Была произведена оптимизация профиля крыла в широком диапазоне коэффициентов подъемной силы C_{ya} , а также в широком диапазоне чисел Рейнольдса. Показано, что целесообразно проводить многокритериальную оптимизацию с учетом числа Рейнольдса в каждой выбранной точке. Задача оптимизации ставилась

из условия горизонтального полета МБПЛА при $Re\sqrt{C_{ya}} = 48879$, что соответствует типичной для данного класса аппаратов хорде крыла 300 мм и числам $Re = 207\ 000$ при полетной скорости 10 м/с, и $Re = 310\ 500$ при скорости 15 м/с. Были получены зависимости коэффициентов сопротивления исходного и оптимизированного профилей от коэффициента подъемной силы и числа Рейнольдса.

Литература

- [1] Hicks R.M., Henne P.A. Wing design by numerical optimization // Journal of Aircraft. 1978. Vol. 7, no 15. P. 407–412.
- [2] He P., Mader Ch.A., Martins J.R.R.A., Maki K.J. An Aerodynamic Design Optimization Framework Using a Discrete Adjoint Approach with OpenFOAM // Computers & Fluids. 2018. Vol. 168. P. 285–303.
- [3] Пархаев Е.С., Семенчиков Н.В. Некоторые вопросы оптимизации профиля крыла малоразмерного беспилотного летательного аппарата // Электронный журнал «Труды МАИ». 2015. № 80.

AIRFOIL OPTIMIZATION TECHNIQUE FOR SMALL SIZE UNMANNED AERIAL VEHICLE

Ye.S. Parkhayev
N.V. Semenchikov

EgorParhaev@yandex.ru
semenchikovnv@rambler.ru

Moscow Aviation Institute (National Research University)

The solutions of the multicriteria optimization problem for airfoils of a small unmanned aerial vehicle (MUAV) are considered under given constraints. The statement of the optimization problem is proposed, based on the horizontal flight condition of the MUAV, when the composition of the incoming flow Reynolds number and the root from the lift coefficient is a constant, i. e. The proposed setting allows you to optimize the wing profile, taking into account the wing load of the designed vehicle.

ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ ПОЛОЖЕНИЯ МАРШЕВЫХ ДВИГАТЕЛЕЙ НА АЭРОДИНАМИЧЕСКИЕ ХАРАКТЕРИСТИКИ МАГИСТРАЛЬНОГО САМОЛЕТА НА НАЧАЛЬНОМ ЭТАПЕ ВЗЛЕТА

М.М. Бабичева

Н.Н. Брагин

В.Б. Курилов

А.И. Сахарова

С.И. Скоморохов

skomorohov@tsagi.ru

ФГУП «Центральный Аэрогидродинамический институт им. проф. Н.Е. Жуковского»
(ФГУП «ЦАГИ»), г. Жуковский

Выполнены численные исследования по влиянию положения двигателей, с учетом работающей силовой установки, относительно поверхности крыла на аэродинамические характеристики магистрального самолета на начальных этапах взлета с учетом влияния ВПП и режимов работы двигателя. Дано сравнение с аналогичными данными для классической компоновки под крылом с учетом работающего двигателя.

Для перспективных пассажирских самолетов выдвигаются все более жесткие требования не только по расходу топлива и вредным выбросам, но и по шуму на местности. Уровни шума на местности перспективных самолетов, которые могут появиться в эксплуатации к 2020–2025 годам, должны соответствовать требованиям норм Главы 4 стандарта ИКАО со значительным запасом в сумме по трем контрольным точкам на местности: до 25–35 EPN дБ [1]. Такие уровни шума, несмотря на совершенствование систем шумоглушения двигателей, не могут быть получены на магистральных самолетах обычной схемы, когда двигатели расположены на пилонах под крылом или по бокам в хвостовой части фюзеляжа.

Резервы по снижению шума двигателя в рамках классической схемы не бесконечны, и ряд экспертов полагают, что дальнейшее продвижение может быть достигнуто за счет экранирования шума двигателя элементами планера, в частности крылом. Компоновки с расположением двигателей над задней кромкой крыла привлекают внимание многих исследователей, в том числе и в ЦАГИ [2, 3]. Однако такое расположение двигателей может приводить к значительной вредной интерференции и снижению как аэродинамических характеристик самолета, так и к ухудшению газодинамических характеристик двигателя. Исследования показывают, что для ослабления вредной интерференции на крейсерских режимах полета, гондолы ТРДД, расположенные на верхней поверхности крыла, целесообразно располагать вблизи его задней кромки. Однако сравнительные исследования предлагаемой схемы гондол ТРДД на взлетно-посадочных режимах подробно не проводились. В данной расчетной работе дано сравнение аэродинамических характеристик и спектров обтекания самолета с гондолами ТРДД, расположенными как на верхней, так и на нижней поверхности крыла. Расчетные исследования выполнены с помощью программного комплекса Ansys CFX. Разработана многоблочная структурированная сетка с ≈ 185 млн ячеек. В пограничном слое Y^+ первой ячейки по нормали поверхности порядка 1, что позволяет корректно разрешать вязкий подслой турбулентного пограничного слоя. Результаты получены на начальном этапе взлета, с имитацией работы двигателя на максимальном взлетном режиме и моделированием влияния земли на обтекание исследованных конфигураций.

Показано, что расположение гондол ТРДД на верхней поверхности вблизи задней кромки практически не ухудшает характеристики потока на входе в воздухозаборник и не оказывает отрицательного влияния на обтекание верхней поверхности крыла.

Наличие работающего ТРДД на верхней поверхности приводит к повышению несущих свойств самолета и повышению аэродинамического качества. Компоновка гондол изменяет топологию полей коэффициентов давления вблизи самолета и в следе за крылом. Особенно существенными являются различия в коэффициентах давления в области фюзеляжа и хвостового оперения. Другой особенностью является большая интенсивность вихревого течения на концах крыла, что может оказывать неблагоприятное влияние на колебания давления и, следовательно, уровень шума на режиме взлета.

Литература

- [1] Форсайт развитие авиационной науки и технологий до 2030 года и на дальнейшую перспективу. М., 2014.
- [2] Bolsunovsky A.L., Bragin N.N., Buzoverya N.P., Chernyshev I.L., Ivanyushkin A.K., Skomorohov S.I. Aerodynamic studies on low-noise aircraft with upper engine installation. ICAS 2014-0389, 2014.
- [3] Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Karas O.V., Skomorohov S.I. An experience in aerodynamic design of transport aircraft. ICAS 2012-479, 2012.

INVESTIGATION OF THE INFLUENCE OF THE MARCH ENGINES POSITION ON THE AERODYNAMIC CHARACTERISTICS OF THE AIRPLANE AT THE INITIAL STAGE OF TAKEOFF

M.M. Babicheva

N.N. Bragin

V.B. Kurilov

A.I. Saharova

S.I. Skomorokhov

skomorohov@tsagi.ru

Central Aerohydrodynamic Institute named after prof. N.E. Zhukovsky (TsAGI), Zhukovsky

Numerical studies were performed on the influence of the engines position, taking into account the operating power plant, relative to the wing surface on the aerodynamic characteristics of the aircraft at the initial stages of take-off, taking into account the influence of the runway and engine operating conditions. A comparison is made with similar data for the classic layout under the wing, taking into account the working engine.

New passenger aircraft, more stringent requirements are being put forward not only for fuel consumption and emissions, but also for noise on the ground. The noise levels of new aircraft, which may appear in operation by 2020–2025, must meet the requirements of the norms of Chapter 4 of the ICAO standard with a significant margin of three control points on the ground: up to 25-35 EPN dB [1]. Such noise levels, despite the improvement of engine noise suppression systems, cannot be obtained on main planes of the classical scheme, when the engines are located on pylons under the wing or on the sides in the rear of the fuselage.

The reserves for reducing engine noise in the framework of the classical scheme are not endless, and a number of experts believe that further advancement can be achieved by screening engine noise with airplane elements, in particular with a wing. Layouts with engines above the trailing edge of the wing attract the attention of many researchers, including TsAGI [2, 3]. However, such an engines position can lead to significant harmful interference and a decrease in both the aerodynamic characteristics of the aircraft and

the deterioration of the gas-dynamic characteristics of the engine. Studies show that in order to reduce harmful interference during cruise flight regimes, it is advisable to locate turbojet engines located on the upper surface of the wing near its trailing edge. However, comparative studies of the proposed turbofan engine nacelle scheme for takeoff and landing modes have not been carried out in detail. In this calculation work, a comparison is made of the aerodynamic characteristics and flow spectra of an airplane with turbofan engines located on both the upper and lower surfaces of the wing. Computational studies were performed using the ANSYS CFX software package. A multi-block structured grid with ~ 185 million cells has been developed. In the Y^+ boundary layer of the first cell, the surface normal is of the order of 1, which allows one to correctly resolve the viscous sublayer of the turbulent boundary layer. The results were obtained at the initial stage of take-off, simulating the engine at maximum take-off mode and simulating the effect of the earth on the flow around the studied configurations.

It is shown that the location of the turbojet engine nacelles on the upper surface near the trailing edge practically does not impair the flow characteristics at the inlet of the air intake and does not adversely affect the flow around the upper wing surface. The presence of a working turbofan engine on the upper surface leads to an increase in the load properties of the aircraft and an increase in aerodynamic L/D value. The layout of the nacelles changes the topology of the fields of pressure coefficients near the aircraft and in the wake of the wing. Especially significant are the differences in the pressure coefficients in the fuselage and tail area. Another feature is the high intensity of the vortex flow at the wing ends, which can have an adverse effect on pressure fluctuations and, consequently, the noise level during take-off.

Литература

- [1] Foresight development of aviation science and technology until 2030 and beyond. М., 2014.
- [2] Bolsunovsky A.L., Bragin N.N., Buzoverya N.P., Chernyshev I.L., Ivanyushkin A.K., Skomorohov S.I. Aerodynamic studies on low-noise aircraft with upper engine installation. ICAS 2014-0389, 2014.
- [3] Bolsunovsky A.L., Buzoverya N.P., Karas O.V., Skomorohov S.I. An experience in aerodynamic design of transport aircraft. ICAS 2012-479, 2012.

ЧИСЛЕННОЕ И ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНОЕ ИССЛЕДОВАНИЕ ВЛИЯНИЯ СТРУЙ КОРМОВОЙ БЛОЧНОЙ ТОРМОЗНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ НА АЭРОДИНАМИКУ ВОЗВРАЩАЕМОГО АППАРАТА

В.Т. Калугин
А.Ю. Луценко
В.А. Криушин

kaluginvt@bmstu.ru
lutsenko@bmstu.ru
tov.vl@yandex.ru

МГТУ им. Н. Э. Баумана

Численно и экспериментально определены аэродинамические характеристики (АДХ) моделей возвращаемого аппарата (ВА) с сопловым блоком тормозной двигательной установки (ТДУ), расположенным в кормовой части, при сверхзвуковых скоростях набегающего потока ($M_\infty = 2...4$). Изучены физическая картина взаимодействия потоков и ее трансформация при изменении положения сопел, интенсивности инжектируемых струй и режимов обтекания.

Одним из способов торможения и управления при спуске ВА и осуществлении мягкой посадки является применение ТДУ, использующих эффект обратной тяги. В зависимости от конструктивных особенностей аппаратов, а также от траекторий их полета возможно применение различных способов струйного управления АДХ с применением одного или нескольких двигателей, расположенных на лобовой или кормовой поверхности ВА. При любом варианте истечения струй и взаимодействия с набегающим потоком образуется сложная пространственная картина течения, приводящая к изменению распределения давления по поверхности ВА, а следовательно, и его аэродинамических коэффициентов по сравнению со случаем в отсутствии вдува.

Современные средства математического моделирования [1–3] позволяют сократить объемы дорогостоящих экспериментальных исследований, с достаточной точностью моделируя процессы, однако результаты, полученные в различных пакетах, все же требуют верификации с экспериментальными данными [4–9].

В работе проведен комплекс исследований АДХ моделей ВА с сопловым блоком ТДУ, расположенным в кормовой части в диапазоне чисел Маха набегающего потока $M_\infty = 2...4$, углов атаки $\alpha = -4...16^\circ$, интенсивностей вдува $J_{p0} = p_{0j}/p'_{0\infty} = 0...123,2$, где p_{0j} — полное давление инжектируемой струи $p'_{0\infty}$ — давление торможения набегающего потока за прямым скачком уплотнения.

Модели ВА представляли собой сегментно-затупленный обратный конус, на боковой поверхности которого располагались сопла ТДУ. Угол обратного конуса θ изменялся в пределах от 7 до 27° , удлинение модели $\bar{L} = L/d_m = 0,74...1,41$, относительный радиус затупления $\bar{R}_3 = 2R_3/d_m = 2,36$. Количество сопел в блоке N менялось от 4 до 12 , относительный диаметр их критического сечения $\bar{d}^* = d^*/d_m = 0,256$, выдув струй производился параллельно боковой поверхности ($\varphi_j = \theta$). Число Маха инжектируемых струй $M_j = 1,0$ и $3,4$. Менялось также расположение соплового блока на боковой поверхности модели: $\bar{l}_j = l_j/d_m = 0,115...0,81$.

Анализ результатов исследований показал, что при расположении соплового блока в кормовой части на боковой поверхности модели возможны две различные структуры течения, оказывающие качественное влияние на АДХ ВА. Существование той или иной структуры определяется положением соплового блока, интенсивностью вдува и режимами обтекания.

При расположении сопел вблизи кормовой части имеет место взаимодействие струй с внешним потоком у боковой поверхности ВА, т. е. струи не достигают точки излома образующей. При этом форма и отход головного скачка уплотнения практически не меняются. Перераспределение давления на боковой поверхности модели перед струями приводит к образованию дополнительной силы, направленной в сторону движения аппарата, что уменьшает величину аэродинамической составляющей коэффициента продольной силы $C_x = C_{x\sigma} - C_p$ (где $C_{x\sigma}$ — суммарное значение коэффициента продольной силы, C_p — коэффициент тяги). Уменьшение C_x тем заметнее, чем больше угол θ «обратного конуса» ВА, так как возрастает величина проекции силы от избыточного давления перед струями.

При расположении сопел вблизи лобовой поверхности происходит взаимодействие струй со встречным потоком на лобовом экране. При этом происходит смещение системы скачков уплотнения за точку излома образующей. Это вызывает выпрямление головного скачка уплотнения (ГСУ) и увеличение его отхода. Для режима встречной интерференции характерно увеличение коэффициента C_x с ростом интенсивности вдува за счет роста давления в области отрывного течения на лобовой поверхности ВА и увеличения местного угла наклона ГСУ.

В результате проведенных комплексных исследований аэродинамики ВА с работающей блочной кормовой двигательной установкой выявлены характерные режимы взаимодействия потоков, качественно влияющие на АДХ ВА. Численное моделирование в пакете ANSYS Fluent показало удовлетворительное совпадение с экспериментальными как при обтекании ВА в отсутствии инжекции, так и при истечении струй ТДУ.

Литература

- [1] Weller H.G., Tabor G., Jasak H., Fureby C. A tensorial approach to computational continuum mechanics using object oriented techniques // Computers in Physics. 1998. Vol. 12, No. 6. Pp. 620–631.
- [2] ANSYS Fluent Tutorial Guide. URL: https://www.academia.edu/28761525/ANSYS_Fluent_Tutorial_Guide (дата обращения 01.12.2019).
- [3] OpenFOAM User Guide. URL: <http://www.openfoam.com/docs> (дата обращения 01.12.2019).
- [4] Луценко А.Ю., Калугин В.Т. Активное торможение КЛА в атмосферах планет с использованием блочной тормозной двигательной установки // ИВУЗ. Авиационная техника. 1991. № 4. С. 3–8.
- [5] Луценко А.Ю., Калугин В.Т. Расчет и моделирование аэродинамических характеристик космических аппаратов при струйном торможении на этапе спуска в атмосфере планет // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. Машиностроение. 1994. № 3. С. 81–87.
- [6] Луценко А.Ю., Назарова Д.К. Экспериментальное и численное моделирование обтекания спускаемого аппарата в трансзвуковом потоке при отсутствии и наличии блочного струйного торможения // Электронный научно-технический журнал «Инженерный вестник». 2014. № 12. URL: <http://ainjournal.ru/doc/750279.html> (дата обращения 28.11.2019).
- [7] Луценко А.Ю., Калугин В.Т. Экспериментальные исследования обтекания спускаемых аппаратов при струйном управлении аэродинамическими характеристиками // Известия РАН. МЖГ. 1996. № 3. С. 115–125.
- [8] Lutsenko A.Y., Kalugin V.T. Experimental study of the flow past entry vehicles with jet-controlled aerodynamic characteristics // Fluid Dynamics. 1996. Vol. 31, No. 3. Pp. 434–442.
- [9] Луценко А.Ю., Калугин В.Т., Столярова Е.Г. Аэродинамические характеристики моделей спускаемых аппаратов при инжекции тангенциальных блочных струй кормовой тормозной двигательной установки // Научный вестник МГТУ ГА. Сер. Аэромеханика и прочность. 2000. № 23. С. 109–112.

NUMERICAL AND EXPERIMENTAL SIMULATION OF THE INFLUENCE OF BRAKE PROPULSION SYSTEM'S JETS ON THE ENTRY VEHICLE AERODYNAMICS

V.T. Kalugin
A.Yu. Lutsenko
V.A. Kriushin

kaluginvt@bmstu.ru
lutsenko@bmstu.ru
tov.vl@yandex.ru

Bauman Moscow State Technical University

The aerodynamic characteristics (ADC) of the models of the entry vehicle (EV) with the block of the brake propulsion system (BPS) located in the aft part of EV at supersonic external flow ($M_\infty = 2...4$) are determined numerically and experimentally. The physical picture of the interaction of flows and its transformation with a change in the position of the nozzles, the intensity of the injected jets, and the flow regimes are studied.

One of the methods of braking and control during the descent of the EV and the implementation of soft landing is the use of BPS, using the effect of reverse traction. Depending on the design features of the vehicles, as well as their flight paths, it is possible

to use various methods of ADC inkjet control using one or more engines located on the front or aft surface of the aircraft. For any variant of jet outflow and interaction with the external flow, a complex spatial flow pattern is formed, which leads to a change in the pressure distribution over the surface of the vehicle, and, consequently, its aerodynamic coefficients compared with the case in the absence of jet injection.

Modern mathematical modeling tools [1–3] can reduce the amount of expensive experimental research by modeling processes with sufficient accuracy. However, the results obtained in various program packages still require comparison with experimental data [4–9].

A set of studies of the ADC of EV models with a BPS nozzle block located in the aft part in the range of external Mach numbers $M_\infty = 2...4$, angles of attack $\alpha = -4...16^\circ$, injection intensities $J_{p0} = p_{0j}/p'_{0\infty} = 0...123,2$ (where p_{0j} is the total pressure of the injected jet, $p'_{0\infty}$ is the total pressure of the external flow behind the normal shock wave) are presented.

EV models were a segmentally blunt inverse cone, with BPS nozzles on its side surface. The angle of the inverse cone θ varied from 7 to 27° , the elongation of the model

was $\bar{L} = L/d_m = 0,74...1,41$, and the relative bluntness radius was $\bar{R}_3 = 2R_3/d_m = 2,36$. The

number of nozzles N varied from 4 to 12, their critical diameter was $\bar{d}^* = d^*/d_m = 0,256$, and the jets were injected parallel to the side surface ($\varphi_j = \theta$). Mach number of injected jets was $M_j = 1,0$ and $3,4$. The location of the nozzle block on the side surface of the model

$\bar{l}_j = l_j/d_m = 0,115...0,81$ also varied.

Analysis of the research results showed that when the BPS block is located in the aft part on the side surface of the model, two different flow patterns that have a qualitative effect on the ADC of the EV are possible. The existence of a particular structure is determined by the position of the BPS block, the intensity of injection, and the flow regimes.

When the nozzles are located near the aft part, the jets interact with the external flow at the side surface of the EV, i.e. the jets do not reach the front edge. The shape of and distance to the shock wave do not change. In this case, the redistribution of pressure on the side surface of the model in front of the jets leads to the formation of additional force directed toward the movement of the EV, which reduces the aerodynamic component of the longitudinal force coefficient $C_x = C_{x\infty} - C_p$ (where $C_{x\infty}$ is the total value of the longitudinal force coefficient and C_p is the thrust coefficient). The decrease in the C_x coefficient is the more noticeable the larger the EV “inverse cone” angle θ , since the magnitude of the projection of the force from the excess pressure in front of the jets increases.

When nozzles are located near the frontal surface, the jets interact with the external flow on this surface. In this case, the shock wave system shifts beyond the frontal edge. This causes the straightening of the head shock wave and an increase in its distance from the EV. This mode is characterized by an increase in the C_x coefficient with an increase in the injection intensity due to an increase in pressure in the region of the separated flow on the frontal surface of the EV and an increase in the local slope angle of the head shock wave.

As a result of comprehensive studies of the aerodynamics of the EV with BPS block, the characteristic regimes of the interaction of flows have been identified, which qualitatively affect the ADC of the EV. Numerical simulations in the ANSYS Fluent package showed approximate coincident with experiments of the flow past around the EV both without and in the presence of the jets injection.

References

- [1] Weller H.G., Tabor G., Jasak H., Fureby C. A tensorial approach to computational continuum mechanics using object oriented techniques // Computers in Physics. 1998. Vol. 12, No. 6. Pp. 620–631.

- [2] ANSYS Fluent Tutorial Guide. URL: https://www.academia.edu/28761525/ANSYS_Fluent_Tutorial_Guide (дата обращения 01.12.2019).
- [3] OpenFOAM User Guide. (2019, December 1). Retrieved from <http://www.openfoam.com/docs>.
- [4] Kalugin V.T., Lucenko A.Yu. Aktivnoe tormozhenie KLA v atmosferah planet s ispol'zovaniem blochnoj tormoznoj dvigatel'noj ustanovki. IVUZ. Aviacionnaya tekhnika. 1991. No. 4. Pp. 3–8. (In Russian).
- [5] Kalugin V.T., Lucenko A.Yu. Raschet i modelirovanie ajerodinamicheskikharakteristik kosmicheskikh apparatov pri strujnom tormozhenii na jetape spуска v atmosfere planet. Vestnik MGTU im. N. E. Baumana. Seriya "Mashinostroyeniye". 1994. No. 3. Pp. 71–87. (In Russian).
- [6] Lutsenko A.Yu., Nazarova D.K. Eksperimental'noye i chislennoye modelirovaniye obtekaniya spuskayemogo apparata v tranzsvukovom potoke pri otsutstvii i nalichii blochnogo struynogo tormozheniya. Elektronnyy nauchno-tekhnicheskij zhurnal «Inzhenernyy vestnik». 2014. No. 12. (In Russian).
- [7] Kalugin V.T., Lucenko A.Yu. Jeksperimental'nye issledovaniya obtekaniya spускаemykh apparatov pri strujnom upravlenii ajerodinamicheskimi karakteristikami // Izv. RAN, seriya Mehanika zhidkosti i gaza. 1996. No 3. P. 115–125. (In Russian).
- [8] Lutsenko A.Yu., Kalugin V.T. Experimental study of the flow past entry vehicles with jet-controlled aerodynamic characteristics // Fluid Dynamics. 1996. Vol. 31, No. 3. P. 434–442.
- [9] Lutsenko A.Yu., Kalugin V.T., Stoljarova E.G. Aerodinamicheskiye kharakteristiki modeley spuskayemykh apparatov pri inzhetskii tangentsial'nykh blochnykh struy kormovoy tormoznoy dvigatel'noj ustanovki // Nauchnyy vestnik MGTU GA, seriya Aeromekhanika i prochnost'. 2000. No. 23. Pp. 109–112. (In Russian).

ОЦЕНКА ТОЧНОСТИ ВЫВЕДЕНИЯ БЛОКОМ ВЫВЕДЕНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ПРИ ВЫВЕДЕНИИ НА РАЗЛИЧНЫЕ ЦЕЛЕВЫЕ ОРБИТЫ

Н.А. Панов

mail@samspace.ru

А.С. Преображенский

Preobrazhenskiy.AS@samspace.ru

АО «РКЦ «Прогресс»

Представлены результаты проработки схем полета блока выведения (БВ) и оценки точности выведения полезных нагрузок на эллиптические орбиты, разведения полезных нагрузок на целевые круговые орбиты с разными высотами и разведения по аргументу широты на круговой орбите с учетом факторов, влияющих на точность формирования целевых орбит.

БВ предназначен для автономного выведения космических аппаратов (КА) на круговые и эллиптические орбиты с требуемой точностью.

Автономное выведение полезных нагрузок на целевые орбиты обеспечивается принятой схемой автономной организации управления полетом в бортовом комплексе управления БВ [1], которая содержит следующие основные блоки: блок планирования; блок определения текущих параметров движения по данным системы спутниковой навигации (ССН); блок формирования программы управления движением БВ, включающей в себя программу управления движением центра масс и программу управления угловым движением; блок отработки программы управления движением.

Указанная схема определяет структурную схему системы управления БВ: ее приборный состав, информационное взаимодействие, математическое обеспечение [2].

Приведены примеры реализаций схем полета БВ для выведения полезных нагрузок на эллиптические орбиты, разведением на круговые орбиты с разными высотами и разведением по аргументу широты на одной круговой орбите.

Также приведены результаты оценки точности формирования целевых орбит для схем выведения:

- выведение одной полезной нагрузки на эллиптическую целевую орбиту с заданным аргументом перигея;
- разведение полезных нагрузок на целевые круговые орбиты (до трех орбит) с разными высотами;
- разведение полезных нагрузок (до трех) по аргументу широты на одной круговой орбите.

Рассмотрены основные факторы, влияющие на точность формирования целевых орбит БВ:

- погрешность формирования орбиты выведения РН;
- погрешность определения параметров движения БВ системой спутниковой навигации (ССН);
- ошибки знания плотности атмосферы и аэродинамических характеристик БВ;
- ошибки от использования принятой в системе управления БВ модели гравитационного потенциала Земли;
- погрешности, определяемые неточностью отработки импульса маршевого двигателя по величине и направлению;
- методические погрешности уточнения параметров маневров в программном обеспечении системы управления.

Принятые схемы автономной организации управления полетом и структурная схема системы управления показали возможность выведения полезной нагрузки с высокой точностью на целевые орбиты.

Литература

- [1] Поплевин А.С. Управление движением разгонного блока по навигационной информации системы спутниковой навигации // Вестник самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С.П. Королёва (национального исследовательского университета). 2010. № 2 (22). С. 191–197.
- [2] Ахметов Р.Н., Аншаков Г.П., Мантуров А.И. и др. Система управления блоком выведения «ВОЛГА» // Полет. 2014. № 8. С. 10–16.

ACCURACY ASSESSMENT OF SPACECRAFT INJECTION UPPER STAGE INTO DIFFERENT TARGET ORBITS

N.A. Panov
A.S. Preobrazhensky

mail@samspace.ru
Preobrazhenskiy.AS@samspace.ru

RKTs Progress JSC

The article deals with the results upper stage flight programs development as well as accuracy assessment of payload injection into elliptical orbits, payload deployment into target circular orbits with different altitudes, and deployment of payloads in a circular orbit by an argument of a latitude taking into account factors influencing the accuracy of target orbits formation.

Upper stage that is meant for autonomous injection of spacecraft into circular and elliptical orbits to a required accuracy.

Autonomous injection of payloads into target orbits is provided onboard control system implemented according to an accepted block-diagram of autonomous organization of flight control [1], which consists of the following main blocks: planning, evaluation of

current motion parameters based on the satellite navigation data, formation of an upper stage flight control program that includes a program of centre-of-mass motion control and a program of angular motion control, and motion control program execution.

The above-mentioned diagram determines the structure of the upper stage control system: its hardware, information interaction, and software [2].

The article gives examples flight program implementation for injection of payloads into elliptical orbits, payload deployment into target circular orbits with different altitudes, and deployment of payloads in the same circular orbit by an argument of a latitude.

Besides, it gives the results of the accuracy assessment of target orbits formation for the following injection scenarios:

- Injection of one payload into an elliptical target orbit with a required ascending node-perigee angle;
- Deployment of payloads into circular target orbits (up to 3) with different altitudes;
- Deployment of payloads (up to 3) in the same orbit by an argument of a latitude.

The following main factors are considered that influence the accuracy of target orbit formation upper stage:

- An error of the injection orbit formation by a launch vehicle;
- An error of upper stage motion parameters evaluation by a satellite navigation system;
- Errors in the model of atmospheric density and calculations of aerodynamic characteristics of the upper stage;
- Errors resulting from the use of the Earth gravitational potential model used in the upper stage control system;
- Errors determined by the main engine pulse inaccuracy in size and direction;
- Method errors of elaborating maneuvers parameters in the control system software.

The accepted autonomous organization of flight control and the control system structure allow injecting payloads into target orbits to a high accuracy.

References

- [1] Poplevin A.S. Upravlenie Dvizheniyem Razgonnogo Bloka po Navigatsionnoy Informatsii Sistemy Sputnikovoy Navigatsii [Controlling the Upper Stage Motion Based on the Satellite Navigation System Data] // Vestnik Samarskogo Gosudarstvennogo Universiteta im. Akademika S.P. Korolyova, No. 2 (22), Samara, 2010. Pp. 191–197 (in Russian).
- [2] Akhmetov R.N., Anshakov G.P., Manturov, A.I. et al. Sistema Upravleniya Blokom Vyvedeniya VOLGA [The Control System of the VOLGA Upper Stage] // Polyot. 2014. No. 8. Pp. 10–16 (in Russian).

СОСТАВЛЕНИЕ МАТЕМАТИЧЕСКОЙ МОДЕЛИ ОБЛЕТА ВЫШЕДШИХ ИЗ СТРОЯ СПУТНИКОВ, ДВИЖУЩИХСЯ ПО НИЗКИМ КРУГОВЫМ ОРБИТАМ

Р.А. Уперчук

uperchuk.roman@yandex.ru

Д.В. Сачук

А.И. Шулепов

Самарский национальный исследовательский университет им. С.П. Королёва
(Самарский университет)

Работа посвящена составлению математической модели полета космического аппарата к отработавшему спутнику с целью диагностики. Рассмотрен случай движения по низким круговым орбитам с учетом аэродинамического торможения и взаимных гравитационных возмущений.

В настоящее время в космическое пространство выводится огромное количество искусственных объектов с хозяйственными, военными и научно-исследовательскими целями. Для изучения причин выхода из строя спутников может быть актуален полет к ним космических аппаратов. Это является шагом к возможному повторному использованию данных спутников, а в перспективе и к решению проблемы космического мусора.

Под термином «объект» в рамках исследования следует понимать вышедший из строя спутник, вокруг которого необходимо совершить облет с целью диагностики. Под термином «космический аппарат» (КА) понимается исследовательский аппарат, через оборудование которого будет осуществляться диагностика. «Параллельная орбита» — орбита КА, лежащая в одной плоскости с орбитой объекта, по которой осуществляется подлет к объекту.

Постановка задачи: объект обращается вокруг Земли по круговой орбите. Необходимо подлететь к этому объекту, совершить вокруг него облет, а затем вернуться на исходную орбиту.

Данная задача может быть подразделена на следующие частные случаи с соответствующими предлагаемыми схемами перелета [1]:

1. Объект движется по низкой круговой орбите.

1.1 Выход на низкую круговую орбиту — изменение наклона орбиты — подлет к объекту по параллельной круговой орбите.

1.2 Выход на параллельную орбиту без изменения наклона и подлет к объекту.

2. Объект движется по высокой круговой орбите.

2.1 Выход на низкую круговую орбиту — переход на промежуточную эллиптическую орбиту — переход на высокую круговую орбиту — изменение наклона орбиты — подлет к объекту по параллельной круговой орбите.

2.2 Выход на низкую круговую орбиту — переход на промежуточную эллиптическую орбиту — переход на высокую круговую орбиту без изменения наклона — подлет к объекту по параллельной круговой орбите.

В данной статье составлена математическая модель для случая 1.1.

Имеем задачу сложного движения из теоретической механики [2]. Переносным является движение относительно центра Земли при нулевой скорости объекта, относительным — движение относительно объекта. Облет объекта происходит по окружности. Поскольку радиус данной окружности на несколько порядков меньше радиусов орбит объекта и КА, кривизной можно пренебречь и рассматривать орбиты как параллельные прямые, чтобы упростить расчет. Радиус окружности равен половине расстояния между орбитами и касается орбиты КА, он задается исходя из угла отклонения сопел маршевых двигателей. Окружность имеет 4 опорные точки, в которых необходимо подавать импульсы. При этом следует учитывать, что при полете до наиболее удаленной от орбиты КА точки тягу необходимо увеличивать, а при полете от данной точки к начальной — уменьшать. Скорость КА в любой точке окружности однозначно определена по расстоянию от центра Земли до данной точки.

Задача сводится к определению импульсов, которые следует подавать в опорных точках для изменения скорости КА [3]. Решение данной задачи наиболее удобно в декартовой системе координат, центр которой расположен в начальной опорной точке. Задача решается методами теоретической механики и вариационного исчисления.

В данной работе были установлены зависимости между углом отклонения сопел, составляющими скоростей и величинами подаваемых импульсов и выведены соответствующие формулы. Рассмотрена оценка влияния аэродинамического торможения в экзосфере и взаимных гравитационных возмущений КА и объекта.

Литература

- [1] Мирер С.А. Механика космического полета. Орбитальное движение: учеб. пособие. М.: Резолит, 2007. 267 с.
- [2] Тарг С.М. Краткий курс теоретической механики. М.: Высш. шк., 1995.
- [3] Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов [Электронный ресурс]. 2-е изд. (эл.). М.: БИНОМ. Лаборатория знаний, 2013. 407 с.

MATHEMATICAL MODEL DESIGN OF FLYING AROUND SATELLITES AFTER BREAKDOWN IN LOW CIRCULAR ORBITS

R.A. Uperchuk

uperchuk.roman@yandex.ru

D.V. Sachuk

A.I. Shulepov

Federal State Autonomous educational institution "the Samara National Research University named after academician S. P. Korolev" (Samara University)

The work is devoted to compiling a mathematical model of the flight of a spacecraft to a spent satellite for diagnostic purposes. The case of motion in low circular orbits is considered taking into account aerodynamic drag and mutual gravitational perturbations.

Currently, a huge number of artificial objects with economic, military and research purposes are being launched into outer space. To study the reasons for the failure of satellites, the flight of spacecraft to them may be relevant. This is a step towards the possible reuse of satellite data, and in the long run to the solution of the space debris problem.

The term "object" in the framework of the study should be understood as a failed satellite, around which it is necessary to fly around for the purpose of diagnosis. The term "spacecraft" refers to a research vehicle through which equipment diagnostics will be carried out. "Parallel orbit" — the orbit of the spacecraft lying in the same plane as the orbit of the object, along which the approach to the object takes place.

Problem statement: the object revolves around the Earth in a circular orbit. It is necessary to fly up to this object, fly around it, and then return to its original orbit.

This task can be divided into the following special cases with the corresponding proposed flight schemes:

1. The object is moving in low circular orbit;
 - 1.3 Entering a low circular orbit — changing the inclination of the orbit — approaching an object in a parallel circular orbit;
 - 1.4 Entering a parallel orbit without changing the inclination and approaching the object.
2. The object is moving in high circular orbit;
 - 2.3 Entering a low circular orbit — transition to an intermediate elliptical orbit — transition to a high circular orbit — changing the inclination of the orbit — approach the object in a parallel circular orbit;
 - 2.4 Entering a low circular orbit — transition to an intermediate elliptical orbit — transition to a high circular orbit without changing the inclination — it will approach the object in a parallel circular orbit.

This article compiles a mathematical model for the case 1.1.

We have the task of complex motion from theoretical mechanics. The movement is relative to the center of the Earth at zero speed of the object, relative is the movement relative to the object. The flyby of an object occurs in a circle. Since the radius of this circle

is several orders of magnitude smaller than the radii of the orbits of the object and the spacecraft, the curvature can be neglected and the orbits can be considered as parallel lines in order to simplify the calculation. The radius of the circle is half the distance between the orbits and touches the orbit of the spacecraft, it is set based on the angle of deviation of the nozzles of the marching engines. The circle has 4 reference points at which pulses must be applied. It should be borne in mind that when flying to the point farthest from the spacecraft's orbit, the thrust must be increased, and when flying from this point to the starting point, it must be reduced. The speed of the spacecraft at any point in the circle is uniquely determined by the distance from the center of the earth to a given point.

The task is to determine the pulses that should be applied at the reference points to change the speed of the spacecraft. The solution to this problem is most convenient in the Cartesian coordinate system, the center of which is located at the initial reference point. The problem is solved by methods of theoretical mechanics and calculus of variations.

In this work, we established the reliance between the nozzle deflection angle, velocity components and the values of the supplied pulses and derived the corresponding formulas. The estimation of the influence of aerodynamic drag in the exosphere and mutual gravitational perturbations of the spacecraft and the object is considered.

ПОДХОД К ОПРЕДЕЛЕНИЮ КОЭФФИЦИЕНТОВ СИСТЕМЫ УПРАВЛЕНИЯ ЛА

А.С. Пачин
А.Н. Клишин

pachin.as@ya.ru
alkl@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Предложен подход к определению коэффициентов системы управления летательным аппаратом, рассмотрен процесс получения зависимостей коэффициентов наведения и стабилизации ЛА как функций скоростного напора.

При синтезе системы управления (СУ) летательным аппаратом (ЛА) с целью получения лучших ее характеристик требуется достаточно трудоемкое определение параметров СУ: коэффициентов усиления, демпфирования, постоянных времени и т. д., которые зависят от габаритных, массово-инерционных и, главным образом, аэродинамических характеристик ЛА, непрерывно меняющихся в ходе полета.

В процессе полета вычисление управляющих сигналов по каналам тангажа, рысканья и крена осуществляется с помощью уравнений управления, зависящих от параметров вектора состояния ЛА, а также от коэффициентов системы наведения (СН) и системы стабилизации (СС) (коэффициентов управления), которые, в свою очередь, связаны с параметрами СУ. Определение коэффициентов СН и СС осуществляется непосредственно в процессе движения, что приводит к значительной нагрузке на бортовую цифровую вычислительную машину (БЦВМ) ввиду трудоемкости вычислений, требует наличия сложных датчиков и приборов.

Для более быстрого определения коэффициентов управления и снижения вычислительной нагрузки на БЦВМ предложен подход к получению зависимостей коэффициентов управления от скоростного напора — основного параметра, характеризующего набегающий поток.

Для получения зависимостей коэффициентов уравнений управления от скоростного напора были подобраны коэффициенты наведения и стабилизации таким

образом, чтобы зона поражения цели летательным аппаратом была наибольшей. После чего рассчитаны параметры траектории ЛА, скоростной напор и значения коэффициентов управления на каждом шаге интегрирования. По проведенным расчетам построены графические зависимости рассматриваемых коэффициентов от скоростного напора для характерной точки. На основе этих зависимостей получены аппроксимирующие полиномы, определяющие коэффициенты управления как функции скоростного напора. Далее полученные функции были распространены на всю зону возможных пусков, после чего проведены соответствующие поверочные расчеты траекторий ЛА для определения его зоны поражения. Анализ результатов показал, что зона поражения при применении аппроксимирующих полиномов имеет схожие размеры по дальности и незначительно меньшие по направлению, что свидетельствует об эффективности применения рассмотренного подхода к определению коэффициентов наведения и стабилизации ЛА.

Применение рассмотренного подхода к определению коэффициентов системы управления ЛА с использованием аппроксимирующих полиномов позволяет получить достаточно качественные результаты при сохранении основных размеров зоны поражения ЛА, реализуемой с помощью более сложной и вычислительно нагруженной приборной базы.

APPROACH TO DETERMINING AIRCRAFT MANAGEMENT SYSTEM COEFFICIENTS

A.S. Pachin
A.N. Klishin

pachin.as@ya.ru
akl@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

The report proposes an approach to determining the coefficients of the aircraft control system, considers the process of obtaining the dependences of the guidance and stabilization coefficients of the aircraft as functions of the pressure head.

СОВРЕМЕННЫЙ ПОДХОД К ПРОЕКТИРОВАНИЮ ИНОСТРАННЫХ ДЕСАНТНЫХ ПАРАШЮТНЫХ СИСТЕМ

С.Ю. Плосков

sergploskov@yandex.ru

АО «НИИ парашютостроения», г. Москва

Проведен анализ и обобщен опыт разработки и применения иностранных десантных парашютных систем военного назначения. Приводятся результаты численного моделирования куполов различной формы. Обоснованы основные критерии выбора оптимальной раскройной формы для десантных парашютных систем различных типов на этапе эскизного проектирования.

Десантные парашютные системы наряду со спортивными являются наиболее динамично развивающейся отраслью парашютной техники. Это связано с высокой востребованностью нововведений, применяемых в таких системах, а также относительной простотой их создания и доводки.

Объектом исследования работы являются современные десантные парашютные системы (ПС) военного назначения зарубежного производства.

Цель работы — анализ конструкций ряда десантных парашютов, а также результатов экспериментальных и численных исследований моделей некоторых куполов.

Парашют считается устойчивым, если он способен гасить маятниковые колебания при снижении системы груз + парашют.

В качестве меры устойчивости ПС обычно используют угол раскачивания. Однако оценка только лишь такой устойчивости для десантных парашютов недостаточна, так как это не в полной мере обеспечивает выполнение целевой задачи системы.

В работе Т. Нека [1] описываются результаты экспериментальных сбросов, в условиях спокойной атмосферы, проведенных в 1949 г. в США, и указывается, что сплошные тканевые парашюты круглой формы или со срезанными углами, плоского или объемного кроя, без принятия специальных мер по обеспечению устойчивости, в зависимости от спускаемой массы, снижались с сильными колебаниями или опускались устойчиво, без колебаний, но имели углы планирования до 45°, что приводило к получению высокого коэффициента сопротивления по вертикали. Такое поведение парашютов обусловлено нестабильным или, наоборот, стабильным при планировании, но непредсказуемым положением зон отрыва с передней кромки купола. Правда, это характерно для любых парашютов, но для парашютов с высоким коэффициентом сопротивления интенсивность вихреобразования существенно выше, поэтому данный эффект проявляется намного ярче. Поэтому парашюты с очень большим коэффициентом сопротивления для десантных систем в настоящее время не применяются, так как за счет наличия большой горизонтальной составляющей скорости они склонны к схождению.

Следовательно, способность гасить маятниковые колебания при снижении системы груз + парашют является способностью системы сохранять лишь только кажущееся состояние покоя при влиянии внешних воздействий.

Поэтому, говоря об устойчивости парашюта, важно дополнительно учитывать его способность сохранять заданную траекторию движения при нейтральном куполе вне зависимости от изменения массы полезной нагрузки.

Оценить эту способность парашюта можно с помощью оценки кучности при выполнении сбросов в спокойной атмосфере.

Другим важным требованием к современным десантным парашютам является обеспечение уменьшения динамических нагрузок при раскрытии. Это связано с применением малопроницаемых тканей для пошива куполов. Реализация такого требования привела к появлению десантных парашютов энергопоглощающей конструкции, т. е. имеющих регулируемое рифление. Примером таких ПС являются Т-11 (США), С-400 (Испания) и LLP Mk1 (Великобритания) [2].

В работе проведен анализ и обобщен опыт разработки и применения иностранных десантных парашютных систем военного назначения, а также приводятся результаты численного моделирования куполов: парашюта Т-11, полусферического и четвертьсферического. Обоснованы основные критерии выбора оптимальной раскройной формы для десантных парашютных систем различных типов на этапе эскизного проектирования.

Литература

- [1] Knacke T.W., Parachute Recovery Systems Design Manual, NWC TP6575, Naval Weapons Center, China Lake, CA, Distributed by Para-Publishing, P.O. Box 4232, Santa Barbara, CA 91340-4232.
- [2] Плосков С.Ю., Хурсевич С.Н. Обзор зарубежных десантных систем военного назначения. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018.

A MODERN APPROACH TO THE DESIGN OF FOREIGN TROOP PARACHUTE SYSTEMS

S.Yu. Ploskov

sergploskov@yandex.ru

JSC "Research Institute of Parachuting", Moscow

The paper analyzes and summarizes the experience of development and using of foreign troop parachute systems. The results of numerical simulation of canapés of different shapes are presented. The main criteria for choosing the optimal canapés for troop parachute systems of various types at the stage of conceptual design are substantiated.

УСОВЕРШЕНСТВОВАНИЕ МЕТОДИКИ ОЦЕНКИ СОСТОЯНИЯ КОМПРЕССОРНОЙ УСТАНОВКИ СИСТЕМЫ КОНДИЦИОНИРОВАНИЯ ВОЗДУХА МЕЖДУНАРОДНОЙ КОСМИЧЕСКОЙ СТАНЦИИ

И.К. Бжинаев

islam.bzhinaev@mail.ru

Н.В. Лебедева

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В основе работы — анализ недостатков существующей методики оценки состояния бортовых систем (БС) международной космической станции (МКС) и исследование возможности ее применения. Основной задачей исследования является возможность осуществления прогнозирования развития процессов в БС МКС, которые могут стать причиной возникновения аномальной ситуации. Основной исследуемой БС является система кондиционирования воздуха.

Задача обеспечения безопасности экипажа МКС является основной при выполнении оценки состояния БС МКС. Существующий уровень надежности различных БС МКС позволяет обеспечить требуемую безопасность экипажа на всем протяжении экспедиции. Однако несмотря на все требования, предъявляемые к БС МКС, вероятность возникновения аномалии (различного уровня опасности), не исключена полностью. Существующие методы и технологии проведения оценки состояния позволяют специалистам группы контроля только эвристически [1] проводить комплексную оценку МКС и прогнозирование ее состояния на некоторый промежуток времени. Это существенно понижает качество выполнения этих задач и увеличивает время от момента возникновения аномалии до ее обнаружения специалистами группы контроля.

Основным направлением усовершенствования оценки состояния БС МКС выбран процесс моделирования. На основе анализа процесса выполнения оценки состояния системы кондиционирования воздуха (СКВ), которая входит в состав системы обеспечения теплового режима, можно:

- выделить основные недостатки, которые необходимо устранить при усовершенствовании методики;
- сформировать алгоритм, позволяющий выполнять процесс оценки состояния БС МКС с наибольшей точностью;
- прогнозировать изменение состояния СКВ на некоторый промежуток времени.

Для качественного прогнозирования возникновения аномалий связанных с данной системой, необходимо создать модель наиболее точно соответствующую по своим параметрам, если не СКВ целиком, то наиболее важной ее части — компрессорной

установке. С точки зрения управления в технических системах [2], задача создания подобной модели с наибольшей степенью соответствия реальной, в силу физической недоступности исследуемого объекта управления является нетривиальной. Так как моделирование процессов, проходящих в системе, их прогнозирование и влияние на них тяжело осуществимы, речь идет о создании модели пригодной для поставленной цели, с наибольшей эффективностью.

Литература

- [1] Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полетами: учеб. пособие: в 2 ч. / под общей ред. Л.Н. Лысенко. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009.
- [2] Деменков Н.П., Микрин Е.А. Управление в технических системах: учебник. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017.

IMPROVEMENT OF METHOD FOR ASSESING CONDITION OF COMPRESSOR SET OF INTERNATIONAL SPACE STATION AIR-CONDITIONING SYSTEMS

I.K. Bzhinayev
N.V. Lebedeva

islam.bzhinaev@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

Basis of work: analysis of disadvantages of the existing method for assessing condition of on-board system (OBS) of international space station (ISS) and an investigation of application possibilities. The main investigation task is the possibility to forecast process development on ISS BS that can be a reason for abnormal situation. The main BS under study is an air-condition system.

АНАЛИЗ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОНТУРА ОХЛАЖДЕНИЯ МКС

Д.Б. Чикунев
Н.В. Лебедева

dalir97@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Анализируется процесс функционирования контура охлаждения (КОХ) международной космической станции (МКС), который входит в состав системы обеспечения теплового режима МКС. Рассчитываются основные числовые характеристики случайной величины телеметрических параметров исследуемого контура. Проводится анализ возможности использования полученных данных для выполнения оценки состояния КОХ и прогнозирования его состояния на заданный промежуток времени.

На сегодняшний день существует тенденция к автоматизации трудоемких рутинных операций, выполняемых оператором, в различных областях управления сложными системами [1]. Накопленный опыт управления МКС дает возможность выполнения углубленного анализа полученной телеметрической информации (ТМИ), с целью изучения процессов, которые могут стать причиной возникновения аномалии.

Для оценки телеметрической информации (ТМИ) КОХ проведен анализ статистических данных. Для исследования изменений состояния КОХ необходимо было определить математическую модель [2], которая будет наиболее точным образом отражать свойства контура. На основании предварительного анализа имеющейся ТМИ выборка значений параметров КОХ МКС представляет собой некоторую дискретную случайную величину. В ходе исследования выполнено определение основных числовых характеристик случайной величины [3].

В ходе работы были определены критерии, которые уточняют вероятность развития аномалии в контуре.

Литература

- [1] Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полетами: учеб. пособие: в 2 ч. / под общей ред. Л.Н. Лысенко. М.: Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009.
- [2] Вентцель Е.С. Теория вероятностей. М.: Наука, 1969.
- [3] Кожевников Ю.В. Введение в математическую статистику. Казань: КГТУ, 1996.

ANALYSIS OF ISS COOLING CIRCUIT FUNCTIONING

D.B. Chikunov
N.V. Lebedeva

dalir97@mail.ru

Bauman Moscow State Technical University

The cooling circuit (CC) of the International Space Station (ISS), which is the part of ISS's thermal control system, is being analyzed. Basic numerical characteristics of the stochastic quantity telemetry specifications of the studied circuit are being calculated. Analysis of the possibility of the acquired data usage for the CC's state estimation and its prediction for the given time period is being held.

РЕШЕНИЕ ЗАДАЧИ ОПТИМИЗАЦИИ ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ КДУ И СОС В ЦИКЛЕ УПРАВЛЕНИЯ НИЗКООРБИТАЛЬНОГО КА ДЗЗ

Э.С. Слепцов
А.А. Тутуров

ernest89@mail.ru
tuturov@mail.ru

АО «Корпорация «ВНИИЭМ»

Рассмотрено решение задачи оптимизации управления низкоорбитального КА ДЗЗ, использующего двигателя-маховики и электромагниты совместно с КДУ, с целью уменьшения времени стабилизации оси наведения целевой аппаратуры после совершенного КА маневра корректировки орбиты.

Проведение маневров по корректировке высоты орбиты является необходимым условием для обеспечения возможности продолжительного существования низкоорбитального КА ДЗЗ. Энергетические и временные ограничения на проведение данных операций в цикле управления закладываются для конкретного КА еще на этапе его проектирования. Однако в связи с тенденцией развития орбитальных группировок

(ОГ) КА, возрастает число входящих в них КА, что сказывается на характере и частоте проведения маневров коррекции их орбит. Проблемы, возникающие в связи с фактическими изменениями условий эксплуатации, для серийных КА традиционно решаются производителями посредством создания модификаций, однако подобный подход не может быть применен к уже запущенным и находящимся в эксплуатации изделиям. В данном случае приходится использовать лишь те ресурсы, которыми обладает конкретный КА, внося изменения в операции цикла управления.

В данной статье представлены постановка, ход и результаты решения задачи оптимизации алгоритма взаимодействия исполнительных органов СОС и КДУ с целью уменьшения времени стабилизации оси наведения целевой аппаратуры, необходимого для сохранения конкурентоспособности ОГ и создания рекомендаций по созданию последующих модификаций КА данной серии.

Литература

- [1] Хромов А.В. Взаимодействие корректирующей двигательной установки с системой ориентации космического аппарата // Вопросы электромеханики. 2012. Т. 127, № 2. С. 27–32.
- [2] Катаев С.П. Исследование влияния индуктивности электрической цепи якоря двигателя на процесс ориентации космических аппаратов при помощи маховиков: автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук. 1994, Фонд ДСП РГБ:062-082.022.51,О.

THE SOLUTION OF THE PROBLEM OF OPTIMIZATION OF INTERACTION OF THRUSTER AND AOCS IN THE CONTROL CYCLE OF LOW-ORBIT REMOTE SENSING SPACECRAFT

E.S. Sleptsov

ernest89@mail.ru

A.A. Tuturov

tuturov@mail.ru

JSC «Corporation “VNIIEM”»

The problem of optimization of the time and energy function of the interaction between the AOCS and thruster in the case of a controlled spacecraft is solved.

ОБОСНОВАНИЕ ВОЗМОЖНОСТИ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ РЕСУРСОВ ОКОЛОЗЕМНЫХ АСТЕРОИДОВ ДЛЯ РЕШЕНИЯ ЗАДАЧИ КОЛОНИЗАЦИИ МАРСА

Ш.Н. Биктимиров¹

shamil.biktimirov@skolkovotech.ru

А.Г. Топорков²

А.Ф. Рзаев²

А.Б. Иванов¹

¹ Сколковский институт науки и технологий

² МГТУ им. Н.Э. Баумана

Актуальной задачей развития космонавтики является изучение возможности использования астероидных ресурсов для развития колонии на Марсе и ее снабжение [1,2].

Стратегия колонизации Марса подразумевает, что будут использованы ресурсы доставляемые на планету с Земли и космических объектов, таких как астероиды. Эти ресурсы потребуются для строительства базы, поддержания жизнедеятельности людей и пополнения запасов для их резервного использования.

Данный доклад посвящен вопросу использования околоземных астероидов для обеспечения колонии поселения на Марсе [3]. Рассматривается период с 2050 по 2070 год. В рамках этого периода рассмотрена транспортно-логистическая система межпланетных перелетов Земля — Астероид — Марс.

В рамках предлагаемой концепции колонизации, рассматриваются три основные группы астероидов: С-группа, S-группа и X-группа. Астероиды С-группы содержат в основном богатые водой минералы. Эти астероиды являются важным источником первичных расходных и строительных материалов. Астероиды S-группы можно рассматривать как источник вторичных расходных материалов за счет содержания в них силикатов и никель-железных сплавов. Астероиды X-группы в основном содержат металлы различной группы.

Одной из важнейших задач на первоначальном этапе является выбор требуемых астероидов, использование ресурсов которых позволило бы максимально эффективно обеспечить все потребности миссии. Предлагается следующая процедура селекции астероидов:

- отбор по спектральному типу;
- отбор по размерам;
- отбор по запасу характеристической скорости (ΔV) транспортного корабля.

Полученные результаты математического моделирования позволили оценить возможность колонизации Марса и предложить дорожную карту для формирования марсианской базы [4]. В качестве астероидов, удовлетворяющих требованиям, были отобраны: 3671 Dyonisus, 175706, 433 Eros, 1627 Ivar, 1916 Boreas, 1943 Anteros, 3102 Krok, 3288 Seleucus, 4179 Toutatis, 35107, 48603, 6567, 65803 Didymos.

Литература

- [1] Биктимиров Ш.Н., Липкис Р., Топорков А.Г., Скобелев П.О., Царев А.В., Иванов А.Б. Использование ресурсов околоземных астероидов для снабжения инопланетных колоний // Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства, XLIII, 29 января — 1 февраля 2019 года: сборник тезисов: в 2 т. / РАН, Государственная корпорация по космической деятельности «Роскосмос», МГТУ им. Н. Э. Баумана. (Нац. исслед. ун-т). 2019. Т. 2. С. 56–57.
- [2] Biktimirov S., Ivanov A., P Skobelev, Lipkis R., Toporkov A., Skobelev P., Tsarev A., A. Kharlan. Near-Earth asteroids utilization as a base for building of Earth-Mars-Moon economy (Paper ID: 47340). В сборнике: Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC 69, 16th IAA symposium on visions and strategies for the future. Сеп. "IAC 2018 — 69th International Astronautical Congress: Space Resources: Technologies, Systems, Missions and Policies" 2018 URL: <https://iafastro.directory/iac/paper/id/47340/abstract-pdf/IAC-18,D4,5,5,x47340.brief.pdf?2018-04-03.18:38:07> (дата обращения 01.11.2019).
- [3] Biktimirov S., Lipkis R., Toporkov A., Skobelev P., Tsarev A., Ivanov A. Near-Earth Asteroids as a Base for Interplanetary Economy Supply. 1st International Aerospace Symposium Silk Road 2018 (IASS "Silk Road" 2018). Book of abstracts. M., 2018. С. 20–21. URL: https://7758d485-9c3a-4ca0-8d94-f6c49ec8d1e5.filesusr.com/ugd/2336e0_46c86c2fbcaf4966a7d60e090a965600.pdf (дата обращения 01.11.2019).
- [4] Biktimirov S., Ruedey A., Ivanov A. Near-Earth asteroids mining as interplanetary economy supply: designing an autonomous Mars colony // Proceedings of the International Astronautical Congress, IAC 70, 17th IAA symposium on visions and strategies for the future. Сеп. "IAC 2019 — 69th International Astronautical Congress: 22nd IAA symposium on human exploration of the Solar system" 2019 URL: <https://iafastro.directory/iac/paper/id/52862/abstract-pdf/IAC-19,A5,2,12,x52862.brief.pdf?2019-03-28.10:06:28> (дата обращения 01.11.2019).

SUBSTANTIATION OF THE POSSIBILITY OF USING RESOURCES OF NEAR EARTH ASTEROIDS FOR THE SOLUTION OF THE MARS COLONIZATION PROBLEM

Sh.N. Biktimirov¹

shamil.biktimirov@skolkovotech.ru

A.G. Toporkov²

A.F. Rzaev²

A.B. Ivanov¹

¹ SKOLKOVO Institute of science and technology

² Bauman Moscow State Technical University

The urgent task of the development of astronautics is to study the possibility of using asteroid resources for the development of the colony on Mars and its supply [1,2].

МЕТОДИКА ОЦЕНКИ ПОГРЕШНОСТИ ПСЕВДОДАЛЬНОСТИ ЗА СЧЕТ КОСМИЧЕСКОГО СЕГМЕНТА ДЛЯ ПЕРСПЕКТИВНЫХ ОРБИТАЛЬНЫХ ГРУППИРОВОК НАВИГАЦИОННЫХ КА

A.G. Toporkov¹

kafsm3@bmstu.ru

B.V. Koryanov¹

A.A. Nedogарок¹

B.D. Glotov²

S.A. Kaurov²

¹ МГТУ им. Н.Э. Баумана

² АО «ЦНИИмаш»

Важной задачей является анализ перспективных вариантов формирования орбитальной группировки системы ГЛОНАСС, при этом точность определения пространственных координат потребителя является функцией многих факторов.

Под СВП (сигнал-в-пространстве) понимается идеальный навигационный сигнал, на параметры которого не влияют погрешности распространения сигнала в ионосфере, тропосфере, погрешности навигационной аппаратуры потребителя, многолучевость и помехи

В данной работе рассматривается одна из основных составляющих эксплуатационной характеристики точности СВП — точность определения дальности (погрешность псевдодальности за счет космического сегмента, CSA SIS URE).

Для каждого навигационного КА задается матрица чисел, характеризующая функции ошибки рассогласования точной эфемеридно-временной информации (ЭВИ) и передаваемой в кадре ЭВИ по следующим параметрам: ΔR (ошибка по радиусу), ΔB (ошибка по бинормали) в боковом направлении, ΔN (ошибка по нормали) — вдоль орбиты и ΔT (ошибка часов).

Ошибка каждого из параметров моделируется функцией одного и того же вида, но коэффициенты для каждого параметра и каждого КА могут задаваться различными значениями.

Разработан программный комплекс, в рамках которого рассчитывается среднее арифметическое и среднеквадратическое значение точности CSA SIS URE.

Программный комплекс обеспечивает:

- расчет и оценку точности определения координат пользователя с учетом ошибок космического сегмента системы ГЛОНАСС.

- оценку зависимости точности CSA SIS URE от возраста ЭВИ и частотно-временной поправки.

Реализованная методика посредством задания коэффициентов для ΔR , ΔN , ΔB , ΔT позволяет оценивать среднее и среднеквадратическое значение CSA SIS URE для перспективных орбитальных группировок КА, а также создавать непригодные навигационные космические аппараты и оценивать? как это будет влиять на общее значение CSA SIS URE.

METHODOLOGY FOR ESTIMATING THE PSEUDORANGE ERROR DUE TO THE SPACE SEGMENT FOR PROMISING ORBITAL CONSTELLATIONS OF NAVIGATION SPACECRAFT

A.G. Toporkov¹

kafsm3@bmstu.ru

V.V. Koryanov¹

A.A. Nedogarok¹

V.D. Glotov²

S.A. Kaurov²

¹ Bauman Moscow State Technical University

² JSC "TsNIIMash"

An important task is the analysis of promising options for the formation of an orbital constellation of the GLONASS system, while the accuracy of determining the spatial coordinates of the consumer is a function of many factors.

Научное издание

XLIV АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ

посвященные памяти академика С.П. Королёва
и других выдающихся отечественных ученых —
пионеров освоения космического пространства

Москва, 28–31 января 2020 г.

Сборник тезисов

Том 1

Художник *Э.Ш. Мурадова*
Компьютерная верстка *С.А. Серебряковой*

Оригинал-макет подготовлен
в Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана.

В оформлении использованы шрифты
Студии Артемия Лебедева.

Подписано в печать 14.01.2020. Формат 70×100/16.
Усл. печ. л. 64,675. Тираж 650 экз.

Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
press@bmstu.ru
www.baumanpress.ru

Отпечатано в типографии МГТУ им. Н.Э. Баумана.
105005, Москва, 2-я Бауманская ул., д. 5, стр. 1.
baumanprint@gmail.com