РОССИЙСКАЯ АКАДЕМИЯ НАУК

РОСКОСМОС
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)»

XLVIII АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ

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

Сборник тезисов

23–26 января 2024 года

Том 1

BAUMANPRESS
Москва
ИЗДАТЕЛЬСТВО
МГТУ им. Н.Э. Баумана
2024

УДК 629.78(063)
ББК 39.6
А38

Издание доступно в электронном виде по адресу
https://press.bmstu.ru/catalog/item/8318/

XLVIII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства (Москва, 23–26 января 2024 года) : сборник тезисов : в 3 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, 2024.

ISBN 978-5-7038-6283-4

Т. 1. — 570, [2] с. : ил.

ISBN 978-5-7038-6305-3

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. В первый том вошли материалы секций 1–5 и 7–10.

УДК 629.78(063)
ББК 39.6

Издается в авторской редакции.

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2024
© Оформление. Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2024

ISBN 978-5-7038-6305-3 (т. 1)
ISBN 978-5-7038-6283-4

УЧАСТНИКИ

- Отделение энергетики, машиностроения, механики и процессов управления РАН
- ПАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва»
- 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 «Научно-производственный центр автоматики и приборостроения имени академика Н.А. Пилюгина»
- 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

- ГЕОХИ РАН им. В.И. Вернадского
- Московский инженерно-физический институт (МИФИ)
- Российский университет транспорта (МИИТ)
- Московский институт радиотехники, электроники и автоматики (МИРЭА)
- Российский университет дружбы народов (РУДН)
- Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского
- АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнева
- КНИТУ-КАИ им. А.Н. Туполева
- ОКБ «Новатор»
- ФГУП «НПО «Техномаш»
- ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»
- НПО «Тайфун», г. Обнинск
- ФГУП «ВИАМ»
- «Общественная академия изучения проблем» Информациологической и прикладной аномалогии» (АИПАН)
- Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнева
- АО «НИИ турбокомпрессор им. В.Б. Шнеппа»
- АО «Конструкторское бюро химавтоматики» (АО КБХА)
- ООО «УСТех»
- ООО «Эдвансд Пропалшн Системс»
- ООО «Звезда»
- ООО «ДиКонт»
- Национальный Исследовательский Технологический Университет (НИТУ) «МИСиС»
- Научно-исследовательский институт космических систем (НИИ КС) имени А.А. Максимова
- АО «Конструкторское бюро «Арсенал» имени М.В. Фрунзе» («КБ «Арсенал»)
- Научно-исследовательский институт механики Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова (НИИ механики МГУ)
- Московский физико-технический институт (МФТИ)
- Акционерное общество «Научно-производственная корпорация «Космические системы мониторинга, информационно-управляющие и электромеханические комплексы» имени А.Г. Иосифьяна (АО «Корпорация «ВНИИЭМ»)
- Санкт-Петербургский государственный университет
- Научно-исследовательский институт прикладной математики и механики ТГУ
- Сколковский институт науки и технологий
- Военный университет Министерства обороны Российской Федерации
- Федеральный исследовательский центр «Информатика и управление» Российской академии наук (ФИЦ ИУ РАН)
- Национальный исследовательский университет «Высшая школа экономики» (НИУ ВШЭ)
- ФГАОУ ВО «УрФУ имени первого Президента России Б.Н. Ельцина»
- Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН
- Институт автоматизации проектирования РАН
- Институт космических исследований РАН

и другие

Руководители оргкомитета

В.А. Соловьев — генеральный конструктор РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, академик РАН, председатель
Ю.И. Борисов — генеральный директор Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос», сопредседатель
М.В. Гордин — ректор Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), канд. техн. наук, сопредседатель
А.А. Александров — президент Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), доктор техн. наук, сопредседатель
В.И. Майорова — доктор техн. наук, профессор, ученый секретарь Чтений

Программный комитет

В.А. Соловьев — академик РАН, председатель
Ю.И. Борисов — генеральный директор Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос»
М.В. Гордин — ректор Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), канд. техн. наук, сопредседатель
А.А. Александров — президент Московского государственного технического университета имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет), доктор техн. наук
В.А. Садовничий — ректор Московского государственного университета имени М.В. Ломоносова, академик РАН
А.Г. Леонов — генеральный директор, генеральный конструктор АО «ВПК «НПО машиностроения», доктор техн. наук
И.В. Бармин — член-корреспондент РАН, профессор, доктор техн. наук
Г.А. Попов — академик РАН
О.М. Алифанов — академик РАН
В.И. Майорова — доктор техн. наук, профессор
В.Н. Зимин — доктор техн. наук, профессор
В.Т. Калугин — доктор техн. наук, профессор
Г.А. Щеглов — доктор техн. наук, профессор
Д.А. Ягодников — доктор техн. наук, профессор
И.Н. Омельченко — доктор техн. наук, доктор экон. наук, профессор
М.Ю. Овчинников — доктор физ.-мат. наук, профессор
В.В. Чугунков — доктор техн. наук, профессор
В.В. Зеленцов — канд. техн. наук
В.В. Корянов — канд. техн. наук, доцент
А.В. Фомичев — канд. техн. наук, доцент
П.В. Круглов — доктор техн. наук, профессор
Л.С. Точилов — канд. физ.-мат. наук
С.А. Тузиков — канд. техн. наук, доцент

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

УДК 94

Из новых поступлений в Архив Российской академии наук документов по истории освоения космоса

Селиванова Ольга Владимировна olya84@list.ru

Архив РАН

В докладе представлен краткий обзор личных фондов ученых, связанных с историей освоения космоса и созданием ракетной техники и поступивших на хранение в Архив РАН в 2020–2023 гг. Обосновывается актуальность комплектования и сохранения документов по истории космонавтики и приводятся примеры их использования.

Ключевые слова: *Архив Российской академии наук, комплектование, личные фонды ученых, история космонавтики*

Архив РАН — это богатейшее собрание источников ретроспективной информации по истории науки и техники, и среди них важное место занимают документы, связанные с исследованием космического пространства. Значимость сохранения документов по истории космонавтики очевидна — это одна из основных составляющих научно-технической революции XX века, и эксперименты и разработки для освоения космоса охватывают широчайший круг областей научного знания. Кроме того, очевидна необходимость популяризации знаний о космосе и как национальной идеи, и как стимула для привлечения молодежи на предприятия космической отрасли. Поэтому помимо хранения и использования уже имеющихся документов АРАН активно комплектуется фондами личного происхождения. Из 62 новых фондов ученых, поступивших на хранение в АРАН в 2020–2023 гг., 22 связаны с освоением космоса. Это и ученые, занимавшиеся разработкой теоретических и практических вопросов, и конструкторы ракетной техники, и даже космонавты. Специфика всех их заключается в засекреченности многих направлений деятельности, что, безусловно, отражается на полноте фондов, но тем ценнее даже фрагменты информации.

К первой группе следует отнести таких ученых, как Г.И. Марчук, Н.Г. Басов, Б.Г. Христиансен, О.М. Белоцерковский, А.А. Дородницын, В.Е. Фортов, Д.Е. Охоцимский.

Математик Г.И. Марчук предложил новый метод оптимизации космических экспериментов с использованием сопряженных уравнений. Он активно способствовал развитию новых направлений в области исследований биосферы Земли с помощью космических средств ДЗЗ. Будучи президентом АН СССР, возглавлял МНТС по космосу, в программах которого внедрял природно-ресурсные и экологические космические исследования. В его фонде, помимо научных исследований, отложились документы по организационной деятельности, фото, материалы по международным связям, в том числе по сотрудничеству в области космических исследований.

Широкую известность получили работы физика Г.Б. Христиансена по исследованию радиоизлучения широких атмосферных ливней. Под его руководством были созданы масштабные установки для изучения широких атмосферных ливней (ШАЛ) космических лучей сверхвысоких энергий. Среди поступивших документов — научно-организационная переписка, материалы о создании установок ШАЛ и т. д.

О.М. Белоцерковский, математик и механик, разрабатывал вопросы сверхзвукового обтекания затупленных тел с отошедшей ударной волной, аэрогазодинамики спускаемых космических аппаратов и компьютерного моделирования в прикладных задачах авиационно-космической отрасли. В АРАН в составе фонда были переданы научная переписка, тексты выступлений, блокноты с записями рабочего характера, макет спутника.

Из ИПМ РАН поступил большой корпус документов, освещающий деятельность так называемой «команды Келдыша» — Д.Е. Охоцимского, Э.Л. Акима, Т.М. Энеева, В.А. Егорова, А.К. Платонова, Р.И. Казаковой, В.В. Белецкого. Они занимались многими вопросами по расчетам космических полетов и их оптимизацией. Позже часть документов была выделена в отдельные фонды и дополнена новыми поступлениями, в том числе из семей (например, фонд Д.Е. Охоцимского, одного из разработчиков динамики космического полета). В этом же поступлении значительная часть документов отражает деятельность М.В. Келдыша, «Теоретика космонавтики» — например, фото, его официальная переписка с астронавтом Ф. Борманом по поводу полета АМС «Луна-15», организационные материалы.

Начато комплектование фонда В.Е. Фортова, физика, президента РАН. Он участвовал в международных проектах ВЕГА по исследования АМС Венеры и кометы Галлея, и Deep Impact по бомбардировке кометы Темпл. При его деятельном участии впервые были выполнены эксперименты по кристаллической плазме в условиях микрогравитации на космических станциях «Мир» и МКС.

Не менее интересны фонды конструкторов ракетной техники — В.Ф. Уткина, В.Е. Нестерова, В.С. Рачука, И.В. Бармина, Н.А. Северцева. Все они на настоящий момент находятся в процессе комплектования.

Фонд В.Ф. Уткина содержит преимущественно биографические документы и материалы коммеморативного характера, переданные из семьи. В фондах конструкторов В.Е. Нестерова и В.С. Рачука, многие годы тесно сотрудничавших, отложилось большое количество материалов по подготовке МКС «Энергия-Буран», в том числе редких фотографий и организационной документации, ракете «Ангара», блокноты с рабочими записями, а также коллекции вырезок из газет по истории ракетной техники, значки, медали и макеты ракет и двигателей. Оба этих фонда также интересны тем, что сохранилось много фотографий фондосдатчиков с учеными и конструкторами ракетно-космической отрасли: В.П. Мишиным, С.А. Афанасьевым, В.К. Карраском, К.В. Герчиком, В.К. Гуполовым, Ю.П. Семеновым, В.Д. Вачнадзе, В.Х. До-

гужиевым, В.П. Глушко и т. д. Начато комплектование фонда И.В. Бармина, президента Российской академии космонавтики. К настоящему моменту самим фондообразователем переданы фотографии, в том числе и В.П. Бармина, юбилейно-поздравительные документы и материалы биографического характера. Фонд Н.А. Северцева, инженера-конструктора военной техники, вице-адмирала-инженера, также комплектуется самим фондообразователем. Среди уже поступивших документов — фотографии, черновики и рабочие материалы к трудам, патенты, материалы к биографии и др.

В процессе комплектования — семейный фонд Г.С. Нечитайло и А.Л. Машинского, специалистов по биологическим экспериментам в космосе, инженера-механика по радиоаппаратуре; участника испытаний БР Р-5, Р-7, Р-7А, СЗ, первых межпланетных АМС и первых обитаемых КА В.Б. Краскина; специалиста по правовым проблемам освоения космоса В.С. Верещетина.

Безусловно, важным направлением стало комплектование фондов космонавтов. Все они проводили в космосе научные эксперименты, зачастую подготовленные совместно с Академией наук, поэтому их фонды при условии содержательного наполнения потенциально интересны для исследователей. В настоящий момент ведутся работы по принятию на хранение фондов члена-корреспондента РАН Ю.М. Батурина, генерала-полковника авиации В.В. Коваленка и генерала-майора авиации А.А. Губарева.

Поступившие в 2020–2023 гг. документы уже были использованы в ряде выставок: «На Луну» (ВДНХ), «Что мы знаем о Луне» (ЗАТО Циолковский), выставки-презентации к 35-летию МКС «Энергия-Буран» (РКЦ «Прогресс», ММК), выставки к 100-летию В.Ф. Уткина (парк «Патриот», ГМИК им. К.Э. Циолковского) и др. Кроме того, АРАН приводит ежегодную выставку Per aspera ad astra, объединяющую космические юбилеи и круглые даты текущего года. Таким образом, очевидны важность и востребованность активной работы с потенциальными фондосдатчиками, комплектование документов и их популяризация.

УДК 355/359

Военно-историческая работа 4 ЦНИИ Минобороны России

Казаков Геннадий Викторович kgv.64@mail.ru
Мочалов Виктор Васильевич mvvd@mail.ru
Омаров Валерий Николаевич omarvn@mail.ru
Шахов Николай Иванович shahoffnik@mail.ru
Бирюкова Зинаида Сергеевна zina.birukova.2000@mail.ru

4 ЦНИИ Минобороны России

Раскрыта общая задача военно-политической и военно-исторической работы. Описаны результаты проведенных конференций, посвященных выдающимся ученым 4 ЦНИИ Минобороны России, памятным датам в истории человечества, посвященным 60-летию первого в мире пилотируемого полета в космос, 65-летию запуска первого в мире искусственного спутника Земли. Приведены результаты выполнения военно-исторических научно-исследовательских работ. Результаты военно-исторической работы реализованы в проектах «Роль военных ученых в создании и развитии ракетно-космической техники и освоении космоса» и «Космоса и военные ученые».

Ключевые слова: *баллистика, военно-историческая работа, военно-исторический труд, военно-политическая работа, защита исторической памяти, искусственный спутник Земли, пилотируемый космический корабль*

Военно-политическая работа (ВПР), являющаяся государственной формой политического руководства Вооруженными Силами (ВС) и обеспечения военной безопасности Российской Федерации [1, 2], предназначена для формирования у военнослужащих патриотизма, гордости за принадлежность к Вооруженным Силам, боевой слаженности и сплоченности воинских коллективов [1–5].

Военно-историческая работа (ВИР) — составная часть проводимой в ВС научной работы и представляет собой деятельность по исследованию актуальных проблем военной истории и внедрению полученных результатов в теорию и практику военного дела в интересах обучения и военно-патриотического воспитания личного состава ВС, а также граждан РФ [6].

Формами ВИР являются [6, 7]:

– проведение конференций, семинаров и других форм собраний;
– разработка военно-исторических трудов, учебников;
– посещение музеев, мемориалов;
– участие в работе ветеранских организаций;
– защита исторической памяти.

ВИР в 4 ЦНИИ Минобороны России (далее — Институт) организована в соответствии с требованиями приказов Министра обороны Российской Федерации № 870 (2014), 745дсп (2015), командующего РВСН № 140 (2015).

4 ЦНИИ Минобороны России регулярно проводит конференции, посвященные историческим событиям, свидетелем и непосредственным участником был Институт.

Баллистики Института в 2014 году провели военно-историческую конференцию «Труды П.Е. Эльясберга — выдающийся вклад в становление и развитие прикладных разделов теории полета баллистических ракет и космических аппаратов», посвященную 100-летию со дня рождения одного из основоположников баллистики ракет большой дальности, космической баллистики, разработчика теории движения ракет и искусственных спутников Земли (ИСЗ), методов баллистического обеспечения управления полетом космических аппаратов, участника Великой отечественной войны, запуска первого ИСЗ и первого пилотируемого космического корабля с человеком на борту Ю.А. Гагариным, доктора технических наук, профессора, лауреата Ленинской премии П.Е. Эльясберга.

В 2017 году баллистики продолжили традицию проведения исторических мероприятий, проведя научно-технический семинар «Актуальные методологические проблемы баллистического обеспечения планирования СЯС для ВЗУ и основные направления его дальнейшего совершенствования», посвященный 45-летию выпуска первой инструкции по планированию стратегических ядерных сил.

В ознаменование запуска первого пилотируемого корабля в 2021 году проведена научно-практическая конференция «Роль 4 ЦНИИ Минобороны России в подготовке и осуществлении первого в мире пилотируемого космического полета», посвященная 60-летию запуска космического корабля с первым человеком на борту Ю.А. Гагариным. Сотрудниками Института и гостями конференции на здании старого Главного корпуса открыта мемориальная доска о нахождении в нем первого в мире центра управления полетами.

2022 год стал для баллистиков Института насыщенным на знаменательные даты: 65 лет запуска первого ИСЗ и 100 лет со дня рождения доктора физико-математических наук, профессора, лауреата Ленинской премии, участника Великой Отечественной войны, запуска первого ИСЗ и первого пилотируемого полета генерал-майора Нариманова Г.С. В ознаменование этих памятных дат проведены две военно-исторические конференции. В честь 100-летия со дня рождения Г.С. Нариманова открыт бюст ученого, его именем назван зал защит диссертационных исследований.

В 2023 году баллистики Института провели военно-историческую конференцию, посвященную 100-летию со дня рождения участника Великой Отечественной войны, доктора технических наук, профессора, Заслуженного деятеля науки и техники Российской Федерации Катаргина А.П. Имя ученого приказом начальника 4 ЦНИИ Минобороны России присвоено залу диссертационных советов Института.

Разработка военно-исторических трудов, учебников проводится в Институте на плановой основе. С 2017 год по 2020 год проведена НИР «Летописец-

417» по разработке военно-исторических материалов по созданию методов и средств подготовки данных. Основными результатами НИР явились:

– военно-исторический труд об истории развития средств и методов подготовки данных;

– словарь терминов информационно-баллистического обеспечения;

– базы данных с информацией об истории развития средств и методов подготовки данных и терминами информационно-баллистического обеспечения (свидетельства о государственной регистрации программ для ЭВМ № 2020661391, 2020661360, свидетельства о государственной регистрации баз данных № 2020622040, 2020622041).

С 2023 года военно-исторические исследования выполняются в рамках НИР «Летописец-323» и завершаются разработкой:

– военно-исторического труда об истории развития средств и методов подготовки данных (ред. 2);

– словаря терминов информационно-баллистического обеспечения (ред. 2);

– баз данных с информацией об истории развития средств и методов подготовки данных и терминами информационно-баллистического обеспечения;

– произведений о выдающихся ученых-баллистиках 4 ЦНИИ Минобороны России В.С. Галактионове, А.П. Катаргине, П.Ф. Лебедеве, Ю.С. Соловьеве;

– экспозиции «Средства ИБО боевого применения РК РВСН» в музее Института.

Результаты военно-исторических исследований опубликованы в:

– военно-историческом труде «4 ЦНИИ у истоков космической эры. Ключи от космоса», посвященном 60-летию первого в мире пилотируемого полета и 75-летию 4 ЦНИИ Минобороны России (2021 год);

– альбоме «65 лет торжества советской и российской науки (к 65-летию запуска первого искусственного спутника Земли)»;

– альбоме «Жизнь в ракетно-космической науке (к 100-летию со дня рождения доктора физико-математических наук, профессора, лауреата Ленинской премии генерал-майора Г.С. Нариманова)».

Баллистики Института постоянно посещают музеи (музей артиллерии в г. Санкт-Петербурге, музей Калининского фронта в г. Твери), совершают военно-исторические поездки (на Пискаревское кладбище в г. Санкт-Петербурге, Ржевский мемориал в г. Ржев, к памятнику героям-подводникам в г. Твери, в главный Храм ВС РФ).

Более половины состава «Союза ветеранов-ракетчиков» 4 ЦНИИ Минобороны России представляют баллистики Института, активно участвуют в работе ветеранской организации.

Защита исторической памяти осуществляется путем публикации статей. Одним из ярких таких примеров может служить баллистическое исследование лунной программы США, результаты которого докладывались на XLVI и XLVII Академических чтениях по космонавтике в МГТУ им. Н.Э. Баумана в 2022 и 2023 гг., XLI Всероссийской научно-технической конференции

«Проблемы эффективности и безопасности функционирования сложных технических и информационных систем» в филиале (г. Серпухов) ВА РВСН им. Петра Великого в 2022 г.

Результаты ВИР Института реализуются в проектах «Роль военных ученых в создании и развитии ракетно-космической техники и освоении космоса» и «Космоса и военные ученые». С этими проектами Институт принял участие в конкурсах «За верность науке» (2021, 2022) и премии «Знание» (2022).

Литература

[1] Об организации военно-политической работы в Вооруженных Силах Российской Федерации. Приказ Министра обороны Российской Федерации от 22 июля 2019 г. № 404.

[2] Чертополох А., Насонов К., Исаев Д. Система военно-политической работы в Вооруженных Силах Российской Федерации на современном этапе. *Армейский сборник*, 2021, № 12.

[3] Авдеев В.В., Козлов В.А. Краткий справочник выпускника военного вуза по военно-политической работе. Новосибирск, НВВКУ, 2022.

[4] Новиков В.Н., Рудаев С.А. Актуальные вопросы теории и практики военно-политической работы. *Человеческий капитал*, 2021, № 10, с. 64–71. https://doi.org/10.25629/HC.2021.10.09

[5] Смагин О.В., Лозинский А.Г., Жиляков В.Н., Тихомиров В.А. *Военно-политическая пропаганда и агитация в Вороженных Силах Российской Федерации*. Санкт-Петербург, Балт. гос. техн. ун-т, 2022.

[6] *О военно-исторической работе в Вооруженных Силах Российской Федерации*. Приказ Министра обороны Российской Федерации от 1 декабря 2014 г. № 870.

[7] Ольховик Ю.И., Митрофанов М.В. Организация военно-исторической работы в соединениях и частях Вооруженных Сил Российской Федерации. *Гуманитарный вестник Военной академии Ракетных войск стратегического назначения*, 2019, № 2, с. 37–41.

УДК 629.7

Вспоминая международную программу «Вега»

Герасютин Сергей Александрович regul2006@mail.ru

Журнал «Земля и Вселенная»

40 лет назад были запущены советские автоматические межпланетные станции «Вега-1» и «Вега-2» по комплексному изучению планеты Венера и кометы Галлея. Они стартовали по международной программе «Вега» (Венера — комета Галлея) — самой насыщенной и успешной в истории изучения Солнечной системы. Станции выполнили всю научную программу и впервые передали ценные данные о таких малых небесных телах, как кометы.

Ключевые слова: *автоматическая межпланетная станция, планета Венера, комета Галлея, спускаемый аппарат, аэростатный зонд, пролет, исследования, ядро, кома, пыль*

40 лет назад были запущены советские автоматические межпланетные станции по комплексному изучению планеты Венера и кометы Галлея. Комета Галлея, несомненно, самая популярная из комет. Английский астроном Эдмунд Галлей, анализируя элементы орбит 24 наиболее ярких комет, обнаружил сходство между кометами 1531, 1607 и 1682 гг. Он пришел к выводу, что это одна и та же комета с периодом обращения 76 лет и в 1684 г. на заседании Лондонского Королёвского общества предсказал ее очередное возвращение. Это предсказание подтвердилось: она прошла перигелий 13 марта 1759 г. С тех пор эта яркая комета названа именем Галлея. В XIX в. изучение хроник (особенно китайских) помогло точно восстановить 27 появлений кометы, начиная с 240 г. до н.э., и три будущих — в 1835, 1910 и 1986 гг. Одно из первых изображений кометы запечатлено на фреске Джотто ди Бондоне «Поклонение волхвов», написанных под впечатлением от ее наблюдения в 1301 г. [1].

В 1986 г. ожидалось очередное прохождение кометой Галлея перигелия. Ученые всего мира готовились к долгожданной встрече. СССР, Европейское космическое агентство и Япония запустили космические аппараты для ее исследования.

Заглянем в историю международной программы исследования этой «косматой странницы» с помощью отечественных автоматических межпланетных станций. В нашей стране в конце 1969 г. были созданы базовые модули космических аппаратов в НПО им. С.А. Лавочкина под руководством Г.Н. Бабакина. Такие модули успешно использовались почти 20 лет в программах «Марс», «Венера», «Астрон» и «Гранат».

В 1973 г. совет «Интеркосмос» АН СССР и космическое агентство Франции подписали соглашение о совместной разработке проекта «Венера» для исследования Венеры. В 1977 г. были выпущены «Основные положения на разработку космического аппарата», в 1978–1979 гг. разработаны советско-французские технические предложения по проекту. В 1980 г. АН СССР и НПО

им. С.А. Лавочкина выступили с совместным предложением организовать экспедицию к комете Галлея с попутным облетом Венеры. Горячим сторонником этой идеи был директор Института космических исследований академик Р.З. Сагдеев, ставший научным руководителем международного проекта «Венера — Галлей» («Вега»).

В 1981 г. утвердили проект, баллистическую схему полета и состав научной аппаратуры. Возглавил создание космических аппаратов генеральный конструктор В.М. Ковтуненко. В проекте участвовала ученые Австрии, Болгарии, Венгрии, Германии, Польши, Чехословакии и Франции. Слежение за полетом аэростатных зондов в атмосфере Венеры выполнялось радиотелескопами Франции, США, ФРГ, Швеции, Канады, Бразилии, Великобритании. В задачи исследований Венеры входило измерение параметров и химического состава ее атмосферы, облачности и грунта, а кометы Галлея — определение размеров и массы кометного ядра, его фотографирование, регистрация физического, химического и изотопного состава газа и пыли в ее коме, магнитных полей и взаимодействия плазмы с солнечным ветром [2, 3].

Несмотря на огромную сложность проекта и участие многих предприятий космической отрасли нашей страны космические аппараты «Вега» были подготовлены к моменту открытия «стартового окна», они состояли из трех частей: пролетных аппаратов для исследования кометы, спускаемых аппаратов для посадки на поверхность Венеры и аэростатных зондов для дрейфа в атмосфере Венеры. На пролетных аппаратах массой 2400 кг были установлены 14 научных приборов, на спускаемых аппаратах массой 1500 кг — 10 приборов и буровые установки с грунтозаборным устройством для анализа состава пород венерианского грунта, аэростатные зонды диаметром 9 метров несли гондолу с аппаратурой массой 250 кг для измерения метеорологических параметров при дрейфе в атмосфере Венеры.

Принципиально новым способом наблюдения за быстродвижущимся объектом — ядром кометы Галлея — стала поворотная автоматическая стабилизированная платформа АСП-Г, разработанная совместно СССР и Чехословакией. На ней разместили: телевизионную систему, инфракрасный и трехканальный спектрометры и датчик наведения. В течение большей части полета АСП-Г находилась в транспортном положении, ее перевели в рабочее состояние незадолго до пролета около ядра кометы Галлея.

15 декабря 1984 г., с космодрома Байконур стартовала ракета-носитель «Протон-К», которая вывела на траекторию полета к Венере станцию «Вега-1» массой 4920 кг. Через шесть дней была запущена «Вега-2». С момента выхода АМС на околоземную орбиту управление станциями осуществлялось из Центра дальней космической связи с помощью радиотелескопа РТ-70. Французский национальный центр космических исследований (CNES) координировал международную сеть радиотелескопов.

Продолжительность полета от Земли к Венере составила 178 суток. На трассе перелета проводилось изучение межпланетных магнитных полей,

солнечных и космических лучей, рентгеновского излучения, распределение компонентов нейтрального газа, регистрировались пылевые частицы. За двое суток до подлета к планете от станций отделились спускаемые аппараты, а пролетные продолжили полет к комете.

11 и 15 июня 1985 г. спускаемые аппараты станций «Вега-1, 2» вошли в атмосферу Венеры. После отделения верхней полусферы, в которой в сложенном состоянии находился аэростатный зонд, каждая часть совершала автономный спуск. Через 10 минут после входа в атмосферу на высоте 46 км произошел сброс тормозного парашюта, после чего спуск проходил на аэродинамическом тормозном щитке. На высоте 17 км сработал сигнализатор посадки у спускаемого аппарата «Вега-1», запустилась циклограмма работы приборов на поверхности планеты, в том числе грунтозаборный механизм. Получилось, что бур сверлил воздух, а вовсе не грунт Венеры. Спуск обоих аппаратов в атмосфере продолжался 63 минуты. «Вега-1» опустился на поверхность планеты в низменную часть Равнины Русалки Северного полушария, «Вега-2» сел в предгорьях Земли Афродиты в Южном полушарии, в 1600 км от места посадки «Вега-1». Спускаемые аппараты в течение 20 минут после посадки передавали научную информацию на Землю. «Вега-2» провел анализ грунта, он близок к оливиновому габбронориту [4, 5].

Аэростатные зонды всплыли на расчетную высоту 53–55 км. Первый зонд в течение 46 часов дрейфовал вдоль экватора в Северном полушарии, второй — в Южном. Они преодолели расстояние 11,5 тыс. км со средней скоростью 69 м/с, измеряя вдоль трассы полета температуру, давление, вертикальные порывы ветра, среднюю освещенность и химический состав атмосферы. Данные зондов обнаружили активные процессы в облачном слое Венеры и суперротацию атмосферы. Когда зонд «Веги-2» пролетал в районе Афродиты над горой высотой 5 км, он попал в воздушную яму, резко снизившись на 1,5 км. Оба зонда обнаружили световые вспышки, вероятно это были грозовые разряды.

Вскоре после пролета Венеры 25 и 29 июня станции «Вега-1», «Вега-2» провели коррекции траектории и их направили к комете Галлея. В рамках проекта «Лоцман» регулярно проводились измерения траектории полета «Вега-1», «Вега-2» и орбиты кометы с целью прокладки курса европейской межпланетной станции «Джотто». Это связано с огромной скоростью пролета у ядра кометы — 80 км/с. Благодаря тщательной математической подготовке и согласованным действиям большого международного коллектива удалось выдать все данные для последней коррекции «Джотто», чтобы станция пролетела от ядра кометы на расстоянии 550 км. Проект «Лоцман» был успешно реализован. Уточнение орбиты кометы Галлея продолжалось вплоть до прохождения станций мимо ее ядра.

4 марта 1986 г., когда расстояние от станции «Вега-1» до кометы Галлея было 14 млн. км, расстояние до Земли — 170 млн км., состоялся первый сеанс связи. Через два дня за 3 часа до максимального сближения с ядром кометы были включены научные приборы, расстояние до кометы составляло

760 тыс. км. Максимальное сближение «Веги-1» с ядром кометы составило 8087 км. 9 марта за полчаса до максимального сближения (8030 км) произошел отказ в системе управления платформой АСП-Г «Веги-2». Ситуацию удалось исправить, программа выполнена полностью. Длительность сеансов — около 5 часов [6, 7].

В ходе пролета станции подверглись очень сильному воздействию кометных частиц, в результате мощность солнечных батарей упала почти на 45 %, повреждено 5 датчиков, а в конце сеанса произошел еще и сбой трехосной ориентации. Она была восстановлена, что позволило провести еще два сеанса изучения кометы во время отлета — 10 и 11 марта. Получены около 1500 изображений ее ядра и комы, уникальные научные результаты, в том числе удалось определить состав и структуру ядра, его размеры, форму и отражающую способность, наблюдали сложные процессы внутри газовой и пылевой комы [7, 8].

Оказалось, ядро представляет собой тело неправильной формы размером 14×7,5 км, оно вращается, совершая один оборот за 53 часа, температура поверхности составляет +80° С. Ядро покрыто тонким почерневшим слоем тугоплавкого вещества толщиной 1 см, защищая от нагрева его холодную снежно-ледяную сердцевину. Обнаружены сложные органические молекулы. Зарегистрированы струйные газопылевые выбросы (джеты) из ядра на десятки тысяч километров, каждую секунду испарялись 30 т водяного пара. Таким образом, при пролете вблизи Солнца комета Галлея теряет путем испарения льда и выбросов пыли примерно 100 млн т вещества. Пыль представляет собой одну из разновидностей метеоритов — углистых хондритов. Но поскольку масса ядра в десятки тысяч раз больше, то комета еще долго не разрушиться [9].

Уникальные результаты изучения кометы Галлея автоматическими межпланетными станциями «Вега-1, 2» получили огромный резонанс в мире. В Падуе (Италия) прошла международная конференция, посвященная обширным результатам проекта.

Хотя программа завершилась, но станции «Вега-1, 2» продолжили полет по гелиоцентрической орбите, попутно исследуя метеорные потоки нескольких комет. Последний сеанс связи с «Вега-1» проведен 30 января 1987 г., с «Вега-2» — 24 марта 1987 г. АМС «Вега» вписали блестящую страницу в историю освоения космоса. Впервые была реализована масштабная программа, не имевшая прецедента в космических исследованиях.

Следующий перигелий комета Галлея пройдет 28 июля 2061 г. Возможно, тогда будут взяты пробы ядра кометы, что позволит раскрыть тайны происхождения комет и Солнечной системы.

Литература

[1] Левин Б.Ю., Симоненко А.Н. *Комета Галлея*. Москва, Знание, 1984.

[2] Балебанов В.М. На встречу с кометой Галлея. *Земля и Вселенная*, 1985, № 1, с. 25–33.

[3] Цуканова Г.И. «*Вега*». Санкт-Петербург, Университет ИТМО, 2019.

[4] Тамкович Г.М. Проект «Венера — Галлей»: первые предварительные результаты. *Земля и Вселенная*, 1986, № 5, с. 5–15.

[5] Марочник Л.С. Экспедиция к комете Галлея (по результатам программы «Вега»). Москва, Знание, 1987.

[6] Долгополов В.П., Пичхадзе К.М., Суханов К.Г. Проект «Вега» — космическая экспедиция к Венере и комете Галлея. *Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина*, 2011, № 5, с. 41–50.

[7] Зеленый Л.М., Зайцев Ю.И. Проект «Вега»: как это было. *Вестник ИКИ РАН*, 2015, № 3, с. 94–102.

[8] Герасютин С.А. Исследование Кометы Галлея (к 30-летию полета АМС «Вега» и «Джотто»). *Земля и Вселенная*, 2016, № 2, с. 59–73.

[9] Аванесов Г.А., Мороз В.И. *Ядро кометы Галлея. Наука и человечество. Ежегодник*. Москва, Знание, 1988, с. 214–231.

УДК 629.7

Из истории наземной экспериментальной отработки орбитального корабля «Буран»[1]

Евтифьев Михаил Дмитриевич emd1958@mail.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Рассмотрено развитие наземной экспериментальной отработки орбитального корабля «Буран» в области электрических испытаний. По открытым источникам произведен анализ наземной экспериментальной отработки орбитального корабля «Буран» в области электрических испытаний и сделаны выводы о достаточности произведенных организационных, технических мероприятий позволивших осуществить успешный полет орбитального корабля.

Ключевые слова: *наземная экспериментальная отработка, электрические испытания, орбитальный корабль*

Наземная экспериментальная отработка (НЭО) орбитального корабля (ОК) «Буран» продолжалась в течение 12 лет, начиная с проектирования и до самого старта. Для осуществления НЭО ОК были созданы: новейшие экспериментальные установки (около 100), комплексные моделирующие стенды (7), летающие лаборатории (5) и полноразмерные макеты ОК (6). Для отработки технологии сборки корабля, макетирования его систем и агрегатов, примерки с наземным технологическим оборудованием были созданы два полноразмерных макета корабля: ОК-МЛ-1 (на космодроме с декабря 1983 г.), ОК-МТ (на космодроме с августа 1984 г.), обеспечившие проведение подготовки к пуску ОК «Буран» без существенных замечаний.

Для горизонтально-летных испытаний (ГЛИ) был создан аналог корабль ОК-ГЛИ (БТС-002, изделие 0.02, БТС-02 (Большой транспортный самолет второй)) с четырьмя турбореактивными двигателями [1–4].

Кроме ОК-ГЛИ отработку участка посадки проводили на летающих лабораториях, созданных на базе самолетов Ту-134, Ту-154Б и был еще сопровождающий самолет МиГ-23УБ с оператором на борту [1–3].

Однако самая большая по объему и сложности экспериментальная отработка проводилась на комплексном стенде КС-ОК (полноразмерный аналог ОК «Буран», укомплектованный штатными по составу бортовыми системами, со штатным комплектом наземного испытательного оборудования). В состав ОК «Буран» входило 50 борто-вых систем, более 600 установочных единиц бортовой аппаратуры, включающей свыше 1000 приборов, 2500 сборок жгутов бортовой кабельной сети и более чем 14 000 штепсельных разъемов [4, 5].

Для электроиспытаний сложностью было наличие в составе системы управления ОК многомашинной БЦВК с программным математическим обеспечени-

1 Посвящается 35-тилетию испытательного полета орбитального корабля «Буран».

ем (ПМО). Для первого полета ПМО БЦВК с памятью 180 Кбайт, позволившей реализовать более 6000 команд и 3000 алгоритмов управления бортовыми системами и обеспечить с помощью развитой системой контроля и диагностики автоматическое парирование отработанных нештатных ситуаций [1, 2].

Для БЦВК ОК и автоматизированного испытательного комплекса (АИК) в Институте прикладной математики Академии Наук СССР были разработаны проблемно-ориентированные языки ПРОЛ2 и ДИПОЛЬ соответственно, что значительно сократило время и число задействованных в электроиспытаниях программистов.

Электрические испытания на КС-ОК начались в марте 1984 года, а с июня 1986 года в этом стал участвовать и автор этого доклада [1, 2, 4–6].

Автору этого доклада посчастливилось также принять участие в электрических испытаниях на Байконуре на штатном изделии — ОК «Буран» [5, 6].

Все электрические испытания бортовых систем для первого полета подразделялись на этапы:

– входной контроль аппаратуры бортовых систем перед установкой на корабль в лабораториях входного контроля с помощью специализированной контрольно-проверочной аппаратуры (КПА) в объеме автономных испытаний (АИ);

– защитные операции в процессе монтажа бортовых систем на борту ОК;

– проверочные включения (ПВ) в объеме АИ части бортовых систем после монтажа на корабль на участке сборки;

– комплексные электрические испытания (КЭИ) на технической позиции (ТП) ОК и ТП ракеты-носителя, обеспечивающие проверки работоспособности всех бортовых систем и правильность их функционирования при имитации режимов;

– проверка бортовых систем на электромагнитную совместимость [5, 6].

В заключении отметим:

1. На КС-ОК было отработано 189 разделов комплексных испытаний и было выявлено и устранено 21168 замечаний. Работы велись круглосуточно без выходных, что составило объем 1600 суток и значительно уменьшило число замечаний на ОК «Буран» [1, 2].

2. За все время экспериментальной отработки ОК «Буран» на космодроме Байконур было выявлено и устранено 15000 замечаний к материальной части корабля, наземному испытательному и технологическому оборудованию, бортовому и наземному программному обеспечению, эксплуатационной документации, работе операторов [1, 2].

3. Автоматизация процессов испытаний ОК впервые в СССР достигла 70 % относительно испытаний предыдущих изделий.

4. 29 октября 1988 года при наборе готовности к старту за 51 секунду до старта сработала система аварийного отмена старта из-за того что не отошла плата прицеливания, что подтвердило правильность предварительных испытаний по проверке систем отвечающих за подготовку к старту.

5. И самое основное подтверждение правильности принятых технологических и организационных решений по наземной экспериментальной отработке ОК «Буран» было 15 ноября 1988 года, когда корабль совершил первый полет в два витка и в автоматическом режиме сел на ВПП аэродрома «Юбилейный» без значительных замечаний. Здесь надо говорить про качественную подготовку корабля к полету и посадки [1–4].

Литература

[1] Семенов Ю.П., Лозино-Лозинский Г.Е., Лапыгин В.Л., Тимченко В.А. и др. *Многоразовый орбитальный корабль «Буран»*. Москва, Машиностроение, 1995.

[2] Семенов Ю.П., ред. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева. Королёв, РКК «Энергия», 1996.

[3] Шабанов В.К. Экспериментальная отработка «Бурана». *Авиационно-космические системы: сб. ст.* Москва, МАИ, 1977, с. 261–267.

[4] Бровкин А.Г., Кравец В.Г. Автоматическая посадка беспилотного многоразового орбитального корабля «Буран». *Космическая техника и технологии*, 2014, № 1 (4), с. 75–85.

[5] Евтифьев М.Д. Как мы готовили к полету орбитальный корабль «Буран». *История науки и техники*, 2006, № 6, с. 38–42.

[6] Евтифьев М.Д. Электрические испытания орбитального корабля «Буран». Как это было. *Испытания, диагностика, надежность. Теория и практика. Всерос. науч.-практич. конф.: сб. матер.* Красноярск, СибГУ им. М.Ф. Решетнева, 2020, с. 84–97.

УДК 629.7

Леонид Ксанфомалити: Иду на «Грозу». К 45-летию открытия молний на Венере

Коростелев Сергей Геннадьевич sgkorostelev@gmail.com

Издательство «Молодая гвардия»

21 декабря 1978 года установленный на спускаемом аппарате «Венера»-12 радиоприемник-спектроанализатор длинных и сверхдлинных волн «Гроза» зарегистрировал в венерианской атмосфере электромагнитные импульсы, порождаемые вспышками молний. До того дня мы доподлинно знали о существовании молний только на одной планете — Земля. Автором эксперимента «Гроза» был доктор физико-математических наук, заведующий лабораторией фотометрии и инфракрасной радиометрии Института космических исследований АН СССР Леонид Васильевич Ксанфомалити (1932—2019). Недаром Венеру прозвали Русской планетой: 26 мая (по старому стилю) 1761 года М.В. Ломоносов открыл венерианскую атмосферу, фактически положив начало физическому изучению планет Солнечной системы, а двести с лишним лет спустя Ксанфомалити обнаружил в этой атмосфере электрические разряды. Открытие Ксанфомалити стало очередным достижением в цепи блистательных успехов отечественных ученых и конструкторов, участвовавших в советской венерианской программе. О работе приборов «Гроза» («Венеры»-12 и 11) и «Гроза»-2 («Венеры»-13 и 14), о сделанной Ксанфомалити интерпретации собранных данных, о предлагаемом им решении проблемы поиска венерианских молний в оптическом диапазоне рассказывает его биограф Сергей Коростелев.

Ключевые слова: *Ксанфомалити, Венера, молнии*

21 декабря 1978 года установленный на спускаемом аппарате «Венера-12» радиоприемник-спектроанализатор длинных и сверхдлинных волн «Гроза» зарегистрировал в венерианской атмосфере электромагнитные импульсы, порождаемые вспышками молний. До того дня мы доподлинно знали о существовании молний только на одной планете — Земля. Автором эксперимента «Гроза» был доктор физико-математических наук, заведующий лабораторией фотометрии и инфракрасной радиометрии Института космических исследований АН СССР Леонид Васильевич Ксанфомалити (1932–2019).

25 декабря 1978-го такого же рода электромагнитные импульсы зарегистрировал и прибор «Гроза», установленный на десантном аппарате «Венера»-11 [1–8]. А еще через несколько дней, 28 декабря 1978-го, сделанное Ксанфомалити открытие подтвердил и американский прибор OEFD (*Orbiter Electric Field Detector*; реагировал, в отличие от «Грозы», не на магнитную, а на электрическую составляющую электромагнитного поля) на орбитальном аппарате «Пионер-Венера-1» [6–9].

1 и 5 марта 1982 года электрическую активность атмосферы Венеры исследовали модифицированные приборы Ксанфомалити «Гроза-2», установленные на «десантниках» «Венере-13» и «Венере-14» [5–8, 10, 13]. В состав

новой «Грозы» входили также акустический микрофон, с помощью которого была измерена скорость ветра у поверхности (она составила 0,3…0,6 м/с) [7, 8, 11–13], и миниатюрный сейсмометр, предназначенный для регистрации микросейсмов (два толчка были зафиксированы на 1217-й и 1417-й секундах работы на поверхности в месте посадки «Венеры-14») [7, 8, 13–15].

Первоначально Ксанфомалити предположил, что, как и на Земле, электрические разряды возникают на Венере в облачном слое, который, однако, совершенно не похож на земной (состоящий из капель концентрированной серной кислоты слой «тумана» простирается на Венере от 49 до 70 километров от поверхности). Однако затем, тщательно изучив собранные данные, Ксанфомалити пришел к выводу, что в большинстве своем принятые импульсы должны возникать в нижней тропосфере. Их странная концентрация у горных массивов Бета, Фебы и Атлы навела его на мысль о существовании современного вулканизма на Венере [7, 8, 16–19].

Несколько десятилетий нерешенной проблемой венерианских молний оставался их поиск в оптическом диапазоне. Кажется, буквально за несколько дней до своей кончины Ксанфомалити разгадал и эту загадку Венеры[2].

Недаром Венеру прозвали Русской планетой: 26 мая (по старому стилю) 1761 года М.В. Ломоносов открыл венерианскую атмосферу, фактически положив начало физическому изучению планет Солнечной системы, а двести с лишним лет спустя Ксанфомалити обнаружил в этой атмосфере электрические разряды. Открытие Ксанфомалити стало очередным достижением в цепи блистательных успехов отечественных ученых и конструкторов, участвовавших в советской венерианской программе.

О работе приборов «Гроза» («Венера-12» и «Венера-11») и «Гроза-2» («Венера-13» и «Венера-14») [20, 21], о сделанной Ксанфомалити интерпретации собранных данных, о предлагаемом им решении проблемы поиска венерианских молний в оптическом диапазоне [21] рассказывает его биограф Сергей Коростелев.

Литература

[1] Ксанфомалити Л.В., Васильчиков Н.М., Ганпанцерова О.Ф., Петрова Е.В., Суворов А.П., Филиппов Г.Ф., Яблонская О.В., Яброва Л.В. Электрические разряды в атмосфере Венеры. *Письма в Астрономический журнал*, 1979, т. 5, № 5.

[2] Ксанфомалити Л.В. Молнии в облачном слое Венеры. *Космические исследования*, 1979, т. 17, № 5.

[3] Ксанфомалити Л.В. Новые исследования Венеры. *Земля и Вселенная*, 1979, № 4.

[2] В январе 2023 года последнюю статью Ксанфомалити — «Вспышки молний в облачном слое Венеры обнаружены в ближнем инфракрасном диапазоне» — обнаружили в архиве Ксанфомалити его супруга И.В. Шульгина и С.Г. Коростелев. Статья была представлена в журнал РАН «Космические исследования». Ныне она («Lightning Flares in the Cloud Layer of Venus Detected in the Near-Infrared Range») опубликована в Cosmic Research, 2024, № 1. https://doi.org/10.1134/S001095252370082X

[4] Ksanfomality L.V. Discovery of frequent lightning discharges in clouds of Venus. Nature. *International weekly journal of science*, 1980, vol. 284, no. 5753.

[5] Ксанфомалити Л.В. Электрическая активность Венеры. I. Измерения на спускаемых аппаратах. *Космические исследования*, 1983, т. 21, № 2.

[6] Ksanfomality L.V., Scarf F.L., Taylor W.W.L. *The electrical activity of the atmosphere of Venus. Venus*. Tucson, Arizona Press, 1983.

[7] Ксанфомалити Л.В. *Планета Венера*. Москва, Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1985.

[8] Ксанфомалити Л.В. *Парад планет*. Москва, Наука, Физматлит, 1997.

[9] Ксанфомалити Л.В. Электрическая активность Венеры. II. Измерения на спутниках Венеры. *Космические исследования*, 1983, т. 21, № 4.

[10] Ксанфомалити Л.В., Васильчиков Н.М., Горошкова Н.В., Петрова Е.В., Суворов А.П., Хондырев В.К. Низкочастотное электромагнитное поле в атмосфере Венеры по данным «Венер»-13 и -14. *Письма в Астрономический журнал*, 1982, т. 8, № 7.

[11] Ксанфомалити Л.В., Горошкова Н.В., Нараева М.К., Суворов А.В., Хондырев В.К., Яброва Л.В. Акустические измерения скорости ветра на посадочных площадках «Венер»-13 и -14. *Письма в Астрономический журнал*, 1982, т. 8, № 5.

[12] Ксанфомалити Л.В., Горошкова Н.В., Хондырев В.К. Скорость ветра у поверхности Венеры по акустическим измерениям. *Космические исследования*, 1983, т. 21, № 2.

[13] Ксанфомалити Л.В. Атмосфера и поверхность Венеры. *Земля и Вселенная*, 1983, № 4.

[14] Ксанфомалити Л.В., Зубкова В.М., Морозов Н.А., Петрова Е.В. Микросейсмы в местах посадки «Венер»-13 и -14. *Письма в Астрономический журнал*, 1982, т. 8, № 4.

[15] Ксанфомалити Л.В. Поиск микросейсмов на Венере. *Космические исследования*, 1983, т. 21, № 3.

[16] Ксанфомалити Л.В. Вулканизм на Венере: связующее звено? *Письма в Астрономический журнал*, 1984, т. 10, № 8.

[17] Ксанфомалити Л.В. Косвенные свидетельства проявления вулканизма на Венере. *Астрономический вестник*, 1984, т. 18, № 4.

[18] Ksanfomality L.V. *Lightning, clouds and volcanos*. The Planetary Report. 1984, no. 6.

[19] Ksanfomality L.V. Volcanism on Venus: Connecting link? *Advances in Space Research (includes COSPAR Information Bulletin)*, 1985, vol. 5, no. 9.

[20] Коростелев С.Г. Парад планет Леонида Ксанфомалити. *Земля и Вселенная*, 2022, № 2–3. https://doi.org/10.7868/S0044394822020049

[21] Коростелев С.Г. Венерианские «грозы» Леонида Ксанфомалити. *Наука и жизнь*, 2023, № 5.

УДК 93/94

История достижений отечественной космонавтики как симптомокомплес креативности

Каширина Ольга Александровна kashirina_olga@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена методика преподавания иностранного языка, опирающегося на специфику вуза, включающую историю отечественной космонавтики, эмоциональную составляющую восприятия, увеличение интеллектуального потенциала. Целью описанной методики являются создание предпосылок для увеличения креативности и внутренней мотивации, сохранение культурного наследия и развитие патриотизма. Методика опирается на анализ современного общества и процессов, происходящих в нем.

Ключевые слова: *творчество, креативность, внутренняя мотивация*

В 20-х годах XXI «научные исследования, связанные с темой креативности, признаны одними из четырех самых перспективных направлений исследований XXI века. По мнению зарубежных специалистов, анализ социальных и экономических тенденций показал, что значение креативности будет только возрастать» [1, с 9]. Интерес к этой теме вызван быстро меняющимися условиями жизни и «Одним из центральных направлений в мировых исследованиях стал вопрос о психологии принятия решения в ситуации неопределенности» [2, с. 11]. Собственно говоря, вопрос этот стоял всегда, и всем хорошо известно какой сильной интуицией обладал С.П. Королёв. Академик Раушенбах в своей книге воспоминаний говорит о том, что ситуаций неопределенности для Сергея Павловича не существовало. Такой же способностью обладали некоторые выдающиеся ученые. Что же изменилось в настоящее время?

Сегодня ученые пытаются раскрыть работу механизмов интуиции, креативности, внутренней мотивации, понять как работает человеческий мозг. Если раньше, принятие решений в неопределенности было уделом небольшого числа исследователей, то теперь, в условиях быстроменяющегося мира, каждый стоит перед такой проблемой. Именно поэтому стоит задача возрастить человека внутренне мотивированным, креативным. Важным аспектом внутренней мотивации является ее связь с креативностью, с созданием чего-то нового. Выдающиеся ученые, такие как Л.С. Выгодский, А.Н. Леонтьев, С.Л. Рубинштейн и др. говорили о связи эмоций и творчества. В своей книге «Психология творчества, креативности, одаренности» Е.П. Ильин упоминает о многих ученых, занимавшихся проблемой креативности. Среди них имена известных ученых, Т.А. Барышевой и Ю.А. Жигалова которые «теоретическую модель структуры креативности...» представляют следующим образом. Креативность включает семь симптомокомплексов: мотивационный, эмоциональный, интеллектуальный, эстетический, экзистенциальный, коммуника-

тивный, компетентностный. Каждый из этих комплексов является подсистемой креативности и включает ряд психологических параметров (субэлементов)» [3, с. 161]. Если вникнуть в эти системокомплексы, то можно понять и попытаться реализовать их наличие на занятиях. Например, мотивационный комплекс был реализован уже при выборе вуза и понимается как «соответствие профессии интересам и склонностям и ее творческие возможности» [3, с. 96]. Эмоциональный — влияние выбранного для обучения материала на эмоционально-профессиональную сферу, интеллектуальный — стремление повысить интеллект путем приобретения необходимых в дальнейшей работе интересных и полезных навыков, эстетический — использование красочно оформленных презентаций и т. д. История отечественной космонавтики хранит в себе большое количество событий и фактов, соответствующих указанным симптомокомплексам, с акцентом на эмоциональную составляющую, которая составляет «энергетическую силу креативности» [4, с. 233]. Темы презентаций, с учетом всего изложенного, выбирались следующие: Биография С.П. Королёва, Марсианский проект Королёва, Радиационные пояса земли, Проблема космического мусора, Академик М.В. Келдыш — решение задачи устойчивости истребителей, Полет Джанибеков — Савиных по спасению станции Салют-7 и др. Видеоматериал, используемый на семинарах, может быть представлен в форме аудио-видео презентаций, подразумевающих соединение каналов восприятия. Важным элементом обучения может быть сотрудничество, направленное на усиление креативности, как интегральной творческой способности, путем не только увеличения интеллектуального потенциала, а также мотивационного и эмоционального. Такая работа способствует сохранению культурного наследия, что является основной ценностью образования, а также развитию личных качеств студентов, таких как патриотизм.

Особую тревогу ученых вызывает ситуация, связанная с созданием искусственного интеллекта и с возможностью появления сознания у его моделей. В связи с этим нарастает тревога о роли человека в нашем быстроменяющемся мире. Какая роль ему будет уготована? Анализ данной ситуации привел к выводу о том, что сохранить свое лидерство в мире человеку позволит владение такими навыками, которые сейчас называют Soft skills, в которых заключены творческие способности человека, ибо только наличие этих навыков не даст человеку утратить свое лидирующее место в мире.

Литература

[1] Обухов А.С. Современные исследования проблем мотивации и саморегуляции человека в ситуации неопределенности и изменчивости мира. *Исследователь / Researcher*, 2019, № 1–2, с. 10–21.

[2] Шумакова Н.Б. Творческий потенциал и его измерение в современных зарубежных исследованиях. *Современная зарубежная психология*, 2021, т. 10, № 4, с. 8–16. https://doi.org/10.17759/jmfp.2021100401

[3] Ильин Е.П. Психология творчества, креативности, одаренности. Санкт-Петербург, Питер, 2019.

[4] Каширина О.А. Креативность. Исследование на семинарах иностранного языка в период самоизоляции. *Жизнь языка в культуре и социуме-8. Матер. междунар. науч. конф.: сб. тр.* Москва, Институт языкознания РАН, 2021, с. 233–235.

УДК 930

Первые отечественные противокорабельные крылатые ракеты с телеуправлением

Прядкин Александр Сергеевич a-priadkin@yandex.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Рассмотрены первые отечественные противокорабельные крылатые ракеты с телеуправлением, проводится анализ особенностей их построения, реализованных технических решений. При создании ракет нашли применение новые технические решения, некоторые из которых используются до сих пор. В процессе работы проведен анализ применяемых решений, их достоинства и недостатки. По итогам работы сделаны выводы. Материалы данной статьи могут быть интересны для ученых в области истории создания и развития ракетного оружия.

Ключевые слова: *СССР, противокорабельная крылатая ракета, особенности построения, турбореактивный двигатель, головка самонаведения, система управления, телеуправление*

В середине 40-х годов XX века, по окончании Второй мировой войны, стало активно создаваться новое оружие, и так же активно развиваться существующее.

Особенно динамично в те годы стало развиваться ракетное оружие, обладавшее такими преимуществами, как большая дальность стрельбы, точность наведения, массированное применение в залпе. Одно из направлений развития ракетного оружия — крылатые ракеты Военно-Морского Флота корабельного базирования. В данной публикации рассмотрим первые отечественные противокорабельные крылатые ракеты с телеуправлением — П-35 и П-6 [1–3].

Работа над созданием ракет П-35 и П-6 началась в ОКБ-52 под руководством В.Н. Челомея в 1956 году. Основой для создания обеих ракет стала ракета П-5. В статье рассмотрена компоновка ракет П-35 и П-6, их носители (надводные корабли и подводные лодки, соответственно), количество ракет на носителях (боекомплект).

На основе ракеты П-35 был разработан комплекс «Редут», применявшийся для защиты побережья от высадки морского десанта (в настоящее время устарел и снят с вооружения).

Рассмотрена траектория полета ракет П-35 и П-6. Полет ракет производился по аналогичной в целом траектории (кроме пуска с надводного и подводного носителя, соответственно).

Для повышения избирательности работы комплекса советскими инженерами на ракетах П-35 и П-6 был применен такой способ управления, как телеуправление. Оператор, находящийся на борту носителя ракетного комплекса, изучал и анализировал радиолокационную обстановку от внешних

источников информации, после чего вводил в систему управления крылатой ракеты координаты цели для поражения. После этого ракета наводилась на назначенную цель самостоятельно. Применение телеуправления позволяло повысить избирательность комплекса, и, в итоге, повышало эффективность его боевого применения.

Для противокорабельных крылатых ракет, начиная с П-35 и П-6, была разработана специальная (ядерная) боевая часть большой мощности, что позволило совершать в военное время массированные удары по силам противника.

Для комплексов ПКР также впервые в мире была реализована возможность стрельбы за радиогоризонт. Для решения данной задачи была разработана система «Успех» (МРСЦ-1) — морская система разведки и целеуказания. Система предназначалась для освещения надводной обстановки на большую дальность (за радиогоризонт).

Полученные системой МРСЦ-1 данные передавались на носители ракетного оружия для применения по выбранным целям. В состав системы входила авиационная (самолеты Ту-95 и вертолеты Ка-25) и корабельная компоненты. Система МРСЦ-1 была принята на вооружение в 1965 году [4, 5].

Также была создана и реализована концепция комбинированной траектории стрельбы. Большую часть времени ракета летела на высоте нескольких тысяч метров, что позволяло снизить лобовое сопротивление и расход топлива. На конечном участке траектории ракета снижалась на высоту нескольких десятков метров, чем затрудняла противнику ее обнаружение и уничтожение.

Из недостатков можно отметить, что рассмотренные ракеты имели значительные массогабаритные характеристики, из-за чего их боекомплект на носителе был ограничен.

Литература

[1] Васильев К.Е., Новиков В.В., Сырцев А.Н. *Управление разработкой систем наведения морского ударного ракетного оружия.* Санкт-Петербург, ВМА, 2006.

[2] Широкорад А.Б. *Оружие отечественного флота. 1945–2000.* Минск, Харвест, Москва, АСТ, 2001.

[3] Широкорад А.Б. *Флот, который уничтожил Хрущев.* Москва, АСТ, 2004.

[4] Землянов А.Б., Коссов Г.Л., Траубе В.А. *Система морской космической разведки и целеуказания (история создания).* Санкт-Петербург, Галея Принт, 2002.

[5] *МРСЦ-1 «Успех».* URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/МРСЦ-1_«Успех» (дата обращения 24.10.2023).

УДК 613.6

В.Г. Волович — основоположник медицины выживания нового направления в науке (к 100-летию со дня рождения)

Матюшев Тимофей Викторович mtv4465@yandex.ru
Дворников Михаил Вячеславович dvormv@yandex.ru
Рыбина Анастасия Сергеевна serg4066@live.ru
Малышев Андрей Дмитриевич super.fylhjvf2000@yandex.ru
Максимова Ирина Дмитриевна irina.semka2017@yandex.ru
Немцева Анастасия Сергеевна idoit2019@mail.ru
Лысяк Ярослава Олеговна yarik451@mail.ru
Гвоздкова Ксения Викторовна kcgvozdkova@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Статья посвящена раскрытию вклада Виталия Георгиевича Воловича в развитие космической медицины. Признано, что высокие личные и профессиональные качества Виталия Георгиевича позволили ему стать основоположником нового направления в науке — медицине выживания. Он сформулировал цели и задачи медицины выживания, определил направления исследований, разработал методику экспериментальных исследований и критериев переносимости воздействующих природных факторов, терминологию и др. Он проводил послеполетные медосмотры Ю.А. Гагарина, Г.С. Титова, В.В. Терешковой и др. Знания оставленные Виталием Георгиевичем по сей день спасают тысячи людей при выполнении ими сложных экстремальных заданий.

Ключевые слова: *В.Г. Волович, медицина выживания, космическая биология, авиакосмическая медицина, арктические экспедиции*

В 2023 году исполнилось 100 лет со дня рождения выдающегося ученого, профессора и доктора медицинских наук Виталия Георгиевича Воловича. Виталий Георгиевич — знаменитый полярник, участник пяти арктических экспедиций, флагманский врач Воздушных высокоширотных экспедиций, участник Великой Отечественной войны, участник первого в мире прыжка с парашютом на Северный полюс, военный врач первым осмотревший Юрия Гагарина после возвращения из космоса, основоположник медицины выживания в Советском Союзе, автор многочисленных книг и дневников.

Виталий Георгиевич родился 20 августа 1923 г. в Гагре [1]. Учился в школе № 1 Кисловодска, но из-за переезда родителей завершил свое среднее образование в Сочи. Следуя по стопам своего отца, он решил стать врачом и поступил в Ленинградскую военно-медицинскую академию имени С.М. Кирова. Выпускной бал, на котором Виталий отплясывал 20 июня 1941 года, стал последним днем мирной жизни. Уже через два дня началась война, и Виталий оказался в Ленинграде, где, будучи курсантом, принимал участие в обороне города. Нес дежурство на крышах домов, вместе с другими курсантами тушил

пожары. В ноябре слушателей ВМА вывели к аэродрому под Новой Ладогой и эвакуировали в Самарканд [1, 2].

После окончания Военно-медицинской академии им. С.М. Кирова (уже в Самарканде) в 1946 году, уже в звании капитана медицинской службы направлен по распределению в десантные войска в городок Ефремов под Тулой, на должность врача 351-го батальона Воздушно-десантных войск. Лечил бойцов и офицеров, прыгал с парашютом.

В 1948 г. произошла случайная встреча с Павлом Ивановичем Буреним, разглядевшем в молодом коллеге своего преемника, и рекомендовавшим его в кадры Главного управления Северного морского пути (Главсевпути). Воловича назначили врачом Воздушной высокоширотной экспедиции «Север-4», проходившей в апреле — мае 1949 года. В ходе которой осуществлялись полеты с первичными посадками на дрейфующий лед. В случае катастрофы самолета Виталий Георгиевич должен был прыгнуть с парашютом и оказать первую помощь летчикам.

Во время проведения экспедиции «Север-4» было принято решение о проведении операции по десантированию парашютистов в географической точке северного полюса. Выбор пал на опытного десантника Андрея Медведева и двадцатипятилетнего военврача Виталий Воловича. В полдень 9 мая 1949 года самолет полярной авиации Си-47, пилотируемый экипажем Н. Метлицкого вылетел с «Базы номер два», а уже через час Волович и Медведев совершили прыжок [3].

За первый прыжок с парашютом на Северном полюсе Виталий Волович был награжден орденом Красного Знамени.

Воздушные высокоширотные экспедиции Главсевморпути доказали, что работать в Арктике можно. В Арктику была отправлена вторая после папанинцев дрейфующая станция. Правда, в отличие от станции «Северный полюс-1», работа на «Северный полюс-2» (СП-2) носила настолько секретный характер, что даже название ее в документах было другое — «Точка 36».

Приготовление пищи на станции СП-2 было вменено в обязанность доктору Виталию Воловичу. Полярному коку приходилось подниматься раньше всех, начинать работу на камбузе, где утренняя температура была –30…–40 °С, и трижды в день кормить одиннадцать усталых и замерзших мужчин.

Однообразие и монотонность жизни, изолированность от мира, недостаток положительных эмоций и другие факторы приводят к нарушениям психики. А для дрейфовавших на СП-2 главным удручающим моментом было «радиомолчание», полная изоляция от мира. Не было связи с родными, радиограммы передавались только служебные. То есть радио было, полярники даже могли слушать новости и музыкальные передачи. Но выходить на связь самим было строго запрещено. Виталий Георгиевич как врач принимал меры профилактики против возможной депрессии.

За время зимовки в составе экспедиции на СП-2 Виталий Георгиевич Волович создал множество стихов и песен. Его авторитет значительно вырос

после того, как его «Полярный вальс», отправленный на Большую землю, был исполнен самим Леонидом Утесовым!

За участие в экспедиции СП-2 Виталий Волович был награжден орденом Ленина. Несмотря на то, что после работы в арктических экспедициях Виталий Волович занимался подготовкой и послеполетной адаптацией космонавтов в Институте авиационной медицины (НАМ), он продолжал участвовать в высокоширотных экспедициях с 1954 по 1955 год Виталий Георгиевич Волович служил врачом на дрейфующей станции «Северный полюс-3». Он также участвовал в качестве флагманского врача в арктических экспедициях «Север-4» и «Север-5».

В период подготовки к первому полету человека в космос был назначен начальником поисково-спасательной службы. Самолеты могли приземляться только на аэродромы, у вертолетов был мал радиус действия, именно поэтому Виталий Георгиевич предложил сформировать группу врачей-парашютистов для оказания медицинской помощи и медицинского обследования космонавтов на месте приземления, а в 1960 г. возглавил ее. 12 апреля 1961 г. подполковник медицинской службы Виталий Волович провел первый послеполетный медосмотр Юрия Гагарина на борту самолета Ил-14 по пути в Куйбышев [4]. За сопровождение первого космического полета Виталий Георгиевич был представлен к ордену Трудового Красного знамени.

В формировании дальнейших программ полетов в космос («Восток-3», «Восток-4», «Восток-5» и «Восток-6») и непосредственном медико-биологическом обеспечении полета принял участие большой коллектив военных медиков, в том числе и Виталий Георгиевич [5].

Результаты деятельности Виталия Георгиевич явились весомым вкладом в создаваемую в годы последующих десятилетий базу данных о влиянии факторов и условий космического полета на состояние организма человека и его систем.

Виталий Георгиевич Волович — военный медик, работа которого всегда была направлена на спасение жизней людей. Именно он сформулировал цели и задачи медицины выживания, определил направления исследований, разработал методику экспериментальных исследований и критериев переносимости воздействующих природных факторов, терминологию и др.

Виталий Георгиевич посвятил более 40 лет своей жизни изучению вопросов выживания летчиков и космонавтов, а также других людей, оказавшихся в экстремальных ситуациях. Под его руководством были проведены медицинские исследования по выживанию человека в условиях автономного плавания в тропических зонах трех океанов. Он также лично участвовал в исследованиях, посвященных изучению возможностей автономного существования в условиях пустынь и джунглей, и обучал первых российских космонавтов выживанию в случае аварийной посадки.

Литература

[1] Власова И.И. *Виталий Волович: теперь могу раскрыть секретный код Гагарина*. URL: https://www.aex.ru/fdocs/2/2008/4/11/15537/?ysclid=lmbvt1x7z369429451 (дата обращения 12.10.2023).

[2] Захаров П.П. *Памяти Виталия Воловича*. URL: http://www.mountain.ru/article/article_display1.php?article_id=6572&code=1 (дата обращения 15.10.2023).

[3] Чуракова О.В. *«Волович? — Это наша легенда»: жизнь под грифом секретности*. URL: https://goarctic.ru/news/zhizn-pod-grifom-sekretnosti/?ysclid=lmbup7t45z655891355 (дата обращения 15.10.2023).

[4] Ушаков И.Б., Бедненко В.С., Лопаев Э.В., ред. *История отечественной космической медицины (по материалам военно-медицинских учреждений)*. Москва-Воронеж, Воронежский государственный университет, 2001.

[5] Газенко О.Г., Григорьева А.И., Никогосяна А.Е., Молера С.Р., ред. *Космическая биология и медицина. В 5 т.* Москва, Наука, Вашингтон, Амер. ин-т аэронавтики и астронавтики, 1994–2009.

УДК 613.6

Они были первыми

Матюшев Тимофей Викторович mtv4465@yandex.ru
Максимова Ирина Дмитриевна irina.semka2017@yandex.ru
Дворников Михаил Вячеславович dvormv@yandex.ru
Рыбина Анастасия Сергеевна serg4066@live.ru
Малышев Андрей Дмитриевич super.fylhjvf2000@yandex.ru
Немцева Анастасия Сергеевна idoit2019@mail.ru
Лысяк Ярослава Олеговна yarik451@mail.ru
Гвоздкова Ксения Викторовна kcgvozdkova@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрена созданная оригинальная система отбора и выбора кандидатов в космонавты обеспечила возможность надежной и дифференцированной оценки кандидатов, начиная с места службы вплоть до космического полета. Исследования, охватывающие процесс отбора и подготовки космонавтов в период, предшествующий первому космическому полету включали комплекс тренировок, физической и психологической подготовки, а также медицинские обследования и эксперименты в условиях невесомости и термо- и барокамерах. Система отбора позволила выбрать шестерых космонавтов, включая Ю.А. Гагарина, совершившего исторический полет на корабле «Восток». Эти усилия стали переломным моментом в исследовании космоса, утвердив человека в космосе и установив новую эру в космической истории.

Ключевые слова: *первый отряд космонавтов, предварительный отбор, первый полет, клинико-физиологические обследования, Ю.А. Гагарин*

С 1948 по 1961 гг. советские ученые в длительных исследованиях накопили уникальные научные данные, позволившие обосновать возможность полета человека в космос. Проведенные исследования позволили определить исходные данные для разработки систем жизнеобеспечения, средств индивидуальной защиты, системы дистанционного контроля за состоянием космонавтов и работой всех систем, обеспечивающих безопасность космического полета.

Вначале 1959 г. под председательством академика М.В. Келдыша прошло совещание в Академии наук, на котором конкретно обсуждался вопрос о полете человека, вплоть до того, из кого выбирать будущих кандидатов в космонавты [1]. Авиационные врачи предложили в качестве кандидатов летчиков-истребителей. Эту идею полностью поддержали С.П. Королёв и его коллеги. По настоянию Главных конструкторов и с согласия Главного врача ВВС Александра Николаевича Бабийчука отбор кандидатов в космонавты поручили авиационным врачам и врачебно-летным комиссиям.

Система отбора складывалась из трех основных этапов [2]:

– предварительный отбор;

– отбор при углубленном клинико-физиологическом обследовании;

– отбор в процессе специальных тренировок (экспериментов).

На первом этапе были разработаны предварительные медицинские требования к физическому развитию и психическим качествам кандидатов в космонавты. В августе 1959 г. отдел отбора и подготовки космонавтов в кооперации с Центральным научным авиационным госпиталем (ЦНИАГ) и Центральной врачебно-летной комиссией (ЦВЛК) (К.Ф. Бородин, М.Д. Вядро, Е.А. Федоров, И.И. Брянов и др.) приступили к уточнению и разработке требований к состоянию здоровья космонавтов и системе их подготовки. Группы научных сотрудников НИАМ, ЦНИАГ, ЦВЛК (Н.Н. Туровский, Е.А. Карпов, Г.Н. Михайловский, М.Д. Емельянов и др.) были направлены в авиационные части для проведения первичного отбора кандидатов в первый отряд космонавтов. Перед отъездом бригады медиков выступил Сергей Павлович Королёв. Он изложил пожелания ракетчиков: возраст примерно тридцать лет, рост не выше 170 см [1].

Работа комиссии слагалась из пяти основных разделов: 1. Получение первичных рекомендаций от командования. 2. Изучение документации. 3. Беседы с лицами, хорошо знающими рекомендуемых летчиков. 4. Беседа с изучаемыми летчиками. 5. Оформление документации на летчиков, отобранных данной комиссией.

Наложенные ограничения позволили сразу же сделать большой отсев. Проанализировав летные и медицинские книжки каждого кандидата, проведя необходимые дополнительные анализы и отобрав подходящие, врачи начали беседы с их владельцами. В первую очередь снова интересовались состоянием здоровья, успехами в жизни, работе, настроением, бытом и осторожно переводили разговор на возможность полета на новой технике.

Всего было изучено 3461 документов летчиков-истребителей, и на основании характеристик командования было отобрано 347 летчика. При проведении личных бесед строго соблюдался принцип добровольности, при этом отказалось от участия в подготовке к космическим полетам 53 чел. Были признаны негодными 74 чел. [3].

Таким образом, в результате проведенной работы были признаны годными для прохождения следующего этапа отбора — обследования в НИАГ — 220 летчиков.

Специальное клинико-физиологическое обследование производилось в Научно-исследовательском авиационном госпитале по специально разработанным методикам и условно разделялось на два этапа — отбор при клиническом обследовании в плане и объеме врачебно-летной экспертизы и отбор при специальном клинико-физиологическом обследовании. Отбор кандидатов в состав слушателей-космонавтов был закончен в феврале 1960 г. и проведено их госпитальное обследование.

После завершения второго этапа обследования производилось обсуждение полученных результатов комиссией под председательством начальника Службы авиационной медицины ВВС, которая и решала вопрос о допуске

кандидатов к следующему, третьему этапу отбора. Полностью пройти медицинскую комиссию по теме «6» (так именовалась задача в официальных медицинских документах) удалось двадцати кандидатам, которые составили первый отряд космонавтов нашей страны [4].

Руководителем и наставником первого отряда космонавтов был назначен известный летчик, герой Советского Союза, генерал-лейтенант авиации Николай Петрович Каманин, а первым начальником Центра подготовки космонавтов — опытный авиационный врач Евгений Анатольевич Карпов.

В октябре месяце 1960 г. из числа слушателей-космонавтов ЦПК ВВС была создана специальная группа для ускоренной подготовки к первому космическому полету.

Третий этап отбора проводился в процессе специальной подготовки (исследований) слушателей-космонавтов. Общая схема, а также методика отбора были рассмотрены и одобрены на ученом совете Института и специальном бюро Академии медицинских наук СССР. Космический полет, особенно первый, требовал от человека мобилизации всех его физических и моральных сил [4, 5].

Программа подготовки слагалась из комплекса специальных испытаний и тренировок, разносторонней общефизической подготовки, а также специальных теоретических курсов обучения, необходимых для успешной подготовки к предстоящим полетам. Комплекс специализированных тренировок и испытаний состоял из следующих этапов: полеты на самолетах, предназначенных для создания условий невесомости, длительное нахождение в специально оборудованных баро- и сурдокамерах, тренировки в макете космического корабля «Восток», эксперименты в термокамере для создания тепловых нагрузок, испытания и тренировки на центрифуге, проверки на вибростенде, парашютная подготовка и общая физическая подготовка.

Все кандидаты в космонавты показали достаточно высокий уровень устойчивости к тепловым нагрузкам, достаточно быструю приспособляемость к воздействию высоких температур и обнаружили увеличение времени переносимости температур порядка +70 °С в среднем свыше 50 % первоначального времени. Все слушатели-космонавты хорошо перенесли состояние невесомости продолжительностью до 40 с и были допущены к выполнению кратковременного космического полета [6, 7].

Созданная оригинальная система отбора и выбора кандидатов в космонавты обеспечила возможность надежной и дифференцированной оценки кандидатов, начиная с места службы (первичный отбор) вплоть до космического полета. На этапе госпитального отбора — были использованы достижения советской врачебно-летной экспертизы. На этапе подготовки и тренировки система отбора и выбора была создана заново на основе достижений советской и зарубежной физиологии и психологии.

В результате проведенной работы из группы слушателей-космонавтов были выбраны 6 человек, которые приступили к непосредственной подготов-

ке к первому космическому полету. Из этих шести человек выбран Ю.А. Гагарин, который и совершил исторический полет на космическом корабле «Восток».

Литература

[1] Яздовский В.И. На тропах Вселенной. Вклад космической биологии и медицины в освоение космического пространства. Москва, Слово, 1996.

[2] Человек. Корабль. Космос. Сборник документов к 50-летию полета в космос Ю.А. Гагарина. Москва, Новый хронограф, 2011.

[3] Ушаков И.Б., Бедненко В.С., Ступаков Г.П. и др. *История отечественной космической медицины*. Воронеж, Воронеж. гос. ун-т, 2001.

[4] Разработка основных принципов отбора членов экипажа ракетных летательных аппаратов. Отчет ГНИИИ АиКМ, НИАГ РГАНТД.

[5] Карпов Е.А. Краткий доклад о подготовке слушателей-космонавтов специальной группы Центра подготовки космонавтов ВВС. РГАНТД, 1961.

[6] Касьян И.И. *Первые шаги в космосе*. Москва, Знание, 1985.

[7] Из воспоминаний доктора медицинских наук И.И. Брянова о решении медико-биологических проблем полета человека в космическое пространство. РГАНТД, 1990.

УДК 629.7

Сотрудничество России и США в космосе в 1991–2000 гг.

Лазутин Дмитрий Олегович lazutindo@mail.ru

ФГКВОУВО «ВАГШ ВС РФ»

Рассмотрены основные направления международного сотрудничества в космосе между Россией и США после распада Советского Союза. В последнем десятилетии XX века Российская Федерация и Соединенные Штаты Америки нарастили сотрудничество в различных сферах, включая совместное создание крупнейшего международного проекта — Международной космической станции. Эта пилотируемая орбитальная станция, находящаяся на орбите с 1998 года по настоящее время, является примером взаимного сотрудничества между двумя бывшими противниками.

Ключевые слова: *космос, международное сотрудничество, Российская Федерация, США, российско-американские отношения в аэрокосмической области*

В начале 1990-х годов в связи с распадом СССР и окончанием холодной войны, отношения между Российской Федерацией и США вышли на новый уровень, особенно в сфере космического сотрудничества. Россия и США сотрудничали по нескольким направлениям в области освоения космоса.

Период с 1991 г. по 2000 г. стал важным этапом для российско-американского сотрудничества в космосе. После окончания «холодной войны» и распада Советского Союза в 1991 году Российская Федерация и Соединенные Штаты сотрудничали по нескольким направлениям в области освоения космоса. Вот некоторые ключевые области, в рамках которых две страны работали вместе в течение этого десятилетия:

1. Программа «Мир-Шаттл» (1993–1998 гг.) — совместная космическая программа России и США. О ее начале было объявлено в сентябре 1993 года. В рамках программы российские космонавты отправлялись в космос на американских шаттлах, которые стыковались с российской станцией «Мир», а американские астронавты в обмен получали возможность работать на борту «Мира». 27 июня 1995 г. впервые была проведена стыковка шаттла «Атлантис» со станцией «Мир» [1]. Программа завершилась в 1998 году. Сотрудничество в рамках программы «Шаттл-Мир» заложило основу для создания Международной космической станции.

2. Сотрудничество в рамках создания МКС. Россия, обладающая опытом эксплуатации орбитальных станций «Салют» и «Мир» и оказавшаяся в кризисе после распада СССР, в марте 1993 года предложила США объединить усилия в осуществлении пилотируемых программ. 2 сентября 1993 года странами было подписано «Совместное заявление о сотрудничестве в космосе», которое предусматривало создание станции [2]. Первый модуль будущей станции «Заря» был запущен Россией 20 ноября 1998 года. Через несколько недель шаттл Индевор доставил в космос американский модуль «Юнити»,

который был пристыкован к «Заре». Эти модули составили основу будущей МКС. Летом 2000 года был запущен жилой модуль «Звезда». В октябре того же года к станции отправился первый экипаж.

3. Поставки российских ракетных двигателей в США. В 1994 г. американской корпорацией Lockheed Martin был объявлен конкурс на новые двигатели для ракет-носителей Atlas III и Atlas V. В тендере участвовали как американские, так и российские компании. В 1996 г. победителем конкурса стало НПО Энергомаш [3]. С 2002 г. российские ракетные двигатели РД-180 начали использоваться на американских ракетах-носителях Atlas V. США закупали эти двигатели из-за их надежности, высокой производительности и дешевизны, что способствовало развитию коммерческих отношений между аэрокосмическими отраслями двух стран.

4. Услуги по запуску спутников. Американское правительство неоднократно заказывало пусковые услуги у Роскосмоса. В США были созданы компании International Launch Systems и Sea Launch, которые продавали места на российских ракетах «Протон» и российско-украинских ракетах «Зенит» [4]. На российских ракетах «Протон» с тех пор были запущены американские спутники, предоставляющие услуги связи, спутники связи для телевизионного и радиовещания и др.

5. Научно-технические обмены. Ученые и инженеры из обеих стран участвовали в обменах знаниями и опытом в области космических технологий, наук о жизни, связанных с полетами человека в космос, и космических исследований. Эти обмены способствовали лучшему пониманию проблем, связанных с длительными космическими полетами.

Российско-американское сотрудничество в космической сфере в 1991–2000 гг. не только способствовало улучшению политических и дипломатических отношений между двумя странами, но и внесло значительный вклад в развитие научных знаний и космических технологий. Это был период становления, который привел к широкому международному партнерству, наблюдаемому и сегодня на МКС.

Литература

[1] Пузанов С. Звездное партнерство России и США. *Международная жизнь*, 2010, № 12. URL: https://interaffairs.ru/jauthor/material/376 (дата обращения 15.11.2023).

[2] *Международная космическая станция. РКК «Энергия»*. URL: https://www.energia.ru/ru/iss/iss-history.html (дата обращения 05.12.2023).

[3] *Лучший в своем классе. Роскосмос*. URL: https://www.roscosmos.ru/34737/ (дата обращения 08.12.2023).

[4] *Парный полет. Как Россия и Соединенные Штаты вместе осваивают космос*. ТАСС. URL: https://nauka.tass.ru/tech/6820253 (дата обращения 23.11.2023).

УДК 93/94

Вклад первого выпуска инженеров-ракетчиков ВОЕНМЕХА в ракетно-космическую отрасль

Бородавкин Вячеслав Александрович borodavkin_va@voenmeh.ru
Бурунова Виктория Юрьевна burunova_viu@voenmeh.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Статья посвящена первому выпуску инженеров-ракетчиков в Ленинградском Военно-механическом институте (ЛВМИ) со сроком обучения 5,5 лет. Рассмотрена реализация системы распределения выпускников вуза по профильным предприятиям в самом начале формирования научно-образовательной школы подготовки инженеров-ракетчиков в ЛВМИ. На примере профессиональных достижений нескольких выпускников 1952 года подтверждена значимая роль ЛВМИ в подготовке кадров для ракетно-космической отрасли.

Ключевые слова: *ракетостроение, подготовка инженерных кадров БГТУ, образовательные программы*

Началом создания отечественной аэрокосмической отрасли считается Постановление Совета Министров СССР «Вопросы «реактивного вооружения» № 1017-419 от 13 мая 1946 г., предписывающее в кратчайшие сроки организовать подготовку инженеров и научных работников по реактивной технике. По этой причине приказом Министра Высшего Образования СССР №237 от 8 июля 1946 года в составе Военно-механического института был организован факультет «Реактивное вооружение» [1]. В состав нового факультета вошли две кафедры: кафедра № 1 (проектирования и технологии производства ракет) и кафедра № 2 (проектирования и технологии производства двигателей) [2].

Освоение образовательной программы по профилю подготовки на кафедре № 1 занимало 5,5 лет. При успешном завершении обучения выпускникам присваивалась квалификация «инженер-механик».

Обучение на кафедре началось в сентябре 1946 года. Поскольку проблема нехватки кадров для обеспечения ими развивающейся ракетно-космической отрасли была очень острой, то студентов принимали не только на первый курс, но и переводили с других факультетов ЛВМИ на второй и более старшие курсы. Формально, первый выпуск инженеров-ракетчиков на кафедре № 1 состоялся в 1949 году. Однако эти студенты проходили обучение по ускоренной программе [2]. Первый же выпуск, студенты которого поступили в вуз на первый курс в 1946 году, и прошли полный курс подготовки, состоялся в 1952 году.

Одновременно к 1948 году была сформирована система распределения выпускников вузов на оборонные предприятия. Функционирование системы распределения регламентировалось постановлением Совета Министров СССР от 29 мая 1948 года № 1840 «Об упорядочении распределения и ис-

пользования молодых специалистов, оканчивающих высшие и средние специальные учебные заведения».

Согласно данному документу, руководители министерств и их заместители по кадрам должны были внимательно изучать потребности в специалистах по каждому предприятию и представлять Правительству обоснованные заявки на выпускников специальных учебных заведений. В соответствии с постановлением персональное распределение молодых специалистов обязано было производиться комиссией в составе: директор учебного заведения (председатель комиссии), представитель министерства (ведомства), в ведение которого направляются молодые специалисты, и представитель общественных организаций учебного заведения. Устанавливалось, что молодые специалисты, окончившие высшие и средние специальные заведения, обязаны проработать в определенных пунктах непосредственно на производстве в соответствии с назначением министерства (ведомства) не менее 3-х лет. В течение этого срока руководителям предприятий и учреждений запрещалось использовать молодых специалистов в управленческом аппарате, а также производить их перемещение на работы, не связанные со специальностью, полученной в учебном заведении [3].

Согласно данным, полученным из книги окончивших Ленинградский Военно-Механический институт в 1946–1959 г., хранящейся в архиве БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, выпускники, поступившие в Ленинградский Военно-Механический институт в 1946 году и обучавшиеся по специальности № 1 в период с 1946 по 1952 года, по окончании обучения были распределены на следующие предприятия (табл. 1) [4].

Всего выпуск инженеров-ракетчиков, завершивших обучение на кафедре № 1 в 1952 году, состоял из 30 человек, однако в архиве представлена информация о распределении по предприятиям ракетно-космической отрасли лишь 28 из них.

Следует выделить значительный вклад некоторых выпускников 1952 года в развитие отечественной ракетно-космической отрасли.

1. *Хомяков Михаил Степанович*. По окончании обучения был распределен в НИИ 88 на должность «инженер-конструктор». Впоследствии стал ведущим конструктором, заместителем генерального конструктора ОКБ-1. Участвовал в работах по созданию первых отечественных БРДД, МБР, в том числе являлся ведущим конструктором шахтного варианта ракеты Р-9А. Один из главных руководителей работ по координации и контролю создания, изготовления, испытаний пилотируемых и беспилотных космических кораблей «Союз», «Прогресс», первых орбитальных станций «Салют». Награжден Орденом Ленина (1957). Лауреат Ленинской премии (1960).

2. *Шаламов Михаил Иванович*. Начал свою трудовую деятельность с должности «инженер» в СКБ-385. С 1968 по 1980 г. являлся заместителем главного конструктора Конструкторского бюро химического машиностроения (КБХМ). Под его руководством было обеспечено сопровождение отработки и

серийного производства жидкостных ракетных двигателей, созданных КБХМ для тактических и стратегических ракет и тормозной двигательной установки комплексов «Восход», «Зенит-2», «Зенит-4». Внес большой вклад в разработку бортовых источников питания рулевых приводов твердотопливных ракет. Доктор технических наук (1989). В 1987 году стал лауреатом Государственной премии СССР за вклад в организацию производства нового поколения реактивных двигателей. Награжден орденом Трудового Красного Знамени (1969), «Знак Почета» (1961) и др.

Таблица 1

Распределение выпускников 1952 года по предприятиям

№ п/п	Название предприятия в 1952 году	Должность, на которую были трудоустроены выпускники	Кол-во трудоустроенных выпускников	Современное название предприятия
1	Завод № 586	инженер	7	«Производственное объединение «Южный машиностроительный завод» имени А.М. Макарова» (Южмаш)
2	СКБ-385	инженер	7	АО «Государственный ракетный центр имени академика В.П. Макеева» (АО «ГРЦ Макеева»)
		инженер-конструктор	1	
3	Завод 13	инженер	4	Усть-Катавский вагоностроительный завод С.М. Кирова
4	В/ч 31303	Инженер	1	28 Центральный научно-исследовательский институт Военно-Морского флота СССР
5	НИИ-88	Инженер	1	АО «Центральный научно-исследовательский институт машиностроения» (АО ЦНИИмаш)
		Инженер-конструктор	4	
6	Завод 88	Инженер	3	Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва

3. *Щукин Игорь Исаевич*. После окончания обучения в ЛВМИ работал в должности «инженер» на заводе 586. Уже в 1954 стал начальником сектора на данном предприятии, а в 1963 — начальником отдела. Главный специалист Ракетно-космического научно-испытательного комплекса «Южкосмос» (1991–1993). Главный инженер Межотраслевого центра Конверсии машиностроения (1993–1998), старший научный сотрудник (с 1998 г.) КБ «Южное». Основные направления исследований — проектирование и конструирование пневмогидравлических систем ракет, разработка пусковых установок и наземного технологического оборудования ракет, проектирование и разработка средств заправки и транспортировки ракет, разработка средств и методов экспериментальной отработки ракетных комплексов. Награжден орденом Трудового Красного Знамени (1959), «Знак Почета» (1961), медаль «За доблестный труд. В ознаменование 100-летия со дня рождения В.И. Ленина» (1970), Государственная премия СССР (1991), Медаль им. С.П. Королёва (1986).

4. *Пуртов Альберт Васильевич*. По распределению был трудоустроен на завод 88 (должность — «инженер»). В дальнейшем, был руководителем сектора проектирования комплекса наземного оборудования корабля «Восток».

Реализация полноценных выпусков инженеров-ракетчиков и внедрение системы распределения выпускников вузов имело огромное значение для предприятий ракетно-космической отрасли. Во-первых, система распределения обеспечивала в полном объеме выпускниками регионы страны в соответствии с потребностями профильных предприятий. Во-вторых, благодаря системе распределения происходило смешение научно-педагогических школ, что приводило к синергетическому эффекту при создании высокотехнологичных образцов ракетно-космической техники. Сотрудники подразделений получали возможность обмениваться опытом и перенимать друг у друга лучшие практики, позволявшие качественно выполнять поставленные задачи.

Таким образом, в период с 1946 по 1952 г. осуществилась первая полноценная подготовка инженеров-ракетчиков. Документально подтверждено, что все выпускники были распределены на предприятия отрасли, ряд выпускников добились значительных результатов при создании ракет-носителей и космических аппаратов для освоения космического пространства. Целую группу выпускников можно безусловно отнести к пионерам освоения космического пространства.

Литература

[1] Бородавкин В.А., Бурунова В.Ю. Особенности подготовки инженеров-ракетчиков в ленинградском военно-механическом институте в 1940–1950-е годы. *Русская система обучения ремеслам. Истоки и традиции. Альманах.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, с. 39–49.

[2] Трибель М.В. РУЦН — ПТУ — ЛМТ — ЛМУК — ВОЕНМЕХ: эстафета поколений. История в лицах. Санкт-Петербург, Нестор-история, 2015.

[3] *Об упорядочении распределения и использования молодых специалистов, оканчивающих высшие и средние специальные учебные заведения*. Постановление Совета Министров СССР от 29.05.1948 № 1840. URL: https://www.libussr.ru/doc_ussr/ussr_4699.htm (дата обращения 15.10.2023).

[4] Книга окончивших Ленинградский военно-механический институт. Годы: 1946–1959 г. Документ предоставлен архивом БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова.

.

Секция 2. ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ. ПРОЕКТИРОВАНИЕ И КОНСТРУКЦИЯ

УДК 629.7

Влияние механических свойств грунта посадочной поверхности на устойчивость процесса посадки космического аппарата с пружинно-рычажным посадочным устройством

Бычков Роман Сергеевич bychkov96@mail.ru
Борзых Сергей Васильевич rigidbor@gmail.com
Щиблев Юрий Николаевич rbychkov96@mail.ru

ПАО «РКК «Энергия»

Рассмотрена устойчивость движения космического аппарата с пружинно-рычажным механическим посадочным устройством, при его взаимодействии с посадочной поверхностью. Получены области устойчивости для всего возможного диапазона механических свойств посадочной поверхности, на основании которых может быть оценена возможность обеспечения устойчивой посадки для начальных условий процесса, обеспечиваемых системой управления.

Ключевые слова: *космический аппарат, посадочное устройство, динамика процесса посадки, устойчивость движения*

Исследуется устойчивость критически важной фазы миссии — процесса посадки космического аппарата (КА). В момент касания поверхности планеты КА, имея массу, достигающую десять и более тонн и скорости в несколько метров в секунду, обладает огромной кинетической энергией [1, 2]. Для многоразовых аппаратов обязательным условием является отсутствие контакта конструкции корпуса с поверхностью, поэтому для гашения энергии аппарат снабжается посадочным устройством (ПУ), часто — многоопорным, пружинно-рычажного типа (рис. 1).

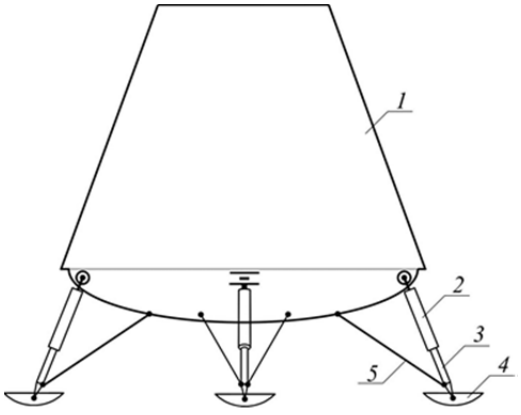


Рис. 1. Схема аппарата с посадочным устройством пружинно-рычажного типа:
1 — корпус аппарата; *2* — стойка; *3* — шток; *4* — тарель; *5* — подкос

Для расчета динамики посадки аппарата с таким ПУ авторами предложен подход, основанный на представлении корпуса КА и элементов его ПУ как структурно-сложной механической системы с характерными для конкретной конструкции ПУ внутренними связями, для определения реакций которых разработан специальный алгоритм [3].

Помимо ряда других (например, ограничения перегрузки в процессе движения КА по поверхности), одним из ключевых требований к процессу посадки является обеспечение устойчивости КА (под этим в данном случае понимается отсутствие опрокидывания) с момента первого контакта опоры ПУ с посадочной поверхностью до полной остановки аппарата. Очевидно, что выполнение этого требования, при прочих равных условиях, в существенной мере определяется механическими свойствами посадочной поверхности. При рассмотрении самых различных миссий анализ устойчивости необходимо проводить для всего диапазона возможных свойств грунта посадочной поверхности — от легких сухих песчаных грунтов до тяжелых мерзлых грунтов. Поскольку непосредственно с грунтом взаимодействует тарель опоры, должны быть получены соотношения для определения главного вектора сил и главного момента сил реакции грунта на тарель.

Движение объемного тела в сплошной среде — сложная задача, описываемая дифференциальными уравнениями в частных производных [4]. В рамках данного исследования грунтовый массив заменяется упруго-вязкой механической системой с одной степенью свободы (упруго-вязкая модель Фойгта), при этом рассматривается деформация в одном направлении — по нормали к поверхности. В качестве опорного элемента рассматривался сферический сегмент, для которого определена реакция грунта по нормали к поверхности, как функция геометрических параметров сегмента, глубины и скорости его внедрения в грунт и деформационных характеристик поверхности приземления. Путем интегрирования эпюр напряжений по всей площади контакта получены выражения для реакции грунтовой поверхности, при вертикальном внедрении тарели:

$$R_y = C\Delta + \eta\Delta',$$

где Δ — интегральная функция деформации грунта; Δ' — ее производная по времени.

Анализ обширного экспериментального материала показал, что для характерного диапазона скорости скольжения тарели по грунту горизонтальная реакция грунта при движении тарели с достаточной степенью точности может быть определена по простой зависимости

$$R_x = R_y f_0,$$

где f_0 — коэффициент сопротивления грунта горизонтальному движению тарели, определяемый экспериментально.

В результате расчетов по данной модели получена зона устойчивости в виде зависимости горизонтальной компоненты скорости $V_г$ от угла наклона посадочной плоскости $\alpha_{пл}$ (рис. 2) для трех различных фиксированных значений вертикальной скорости: $V_в$ = 0; 1,5 м/с; 3 м/с, при некоторых фиксированных значениях углов ориентации КА относительно вертикали и его угловой скорости.

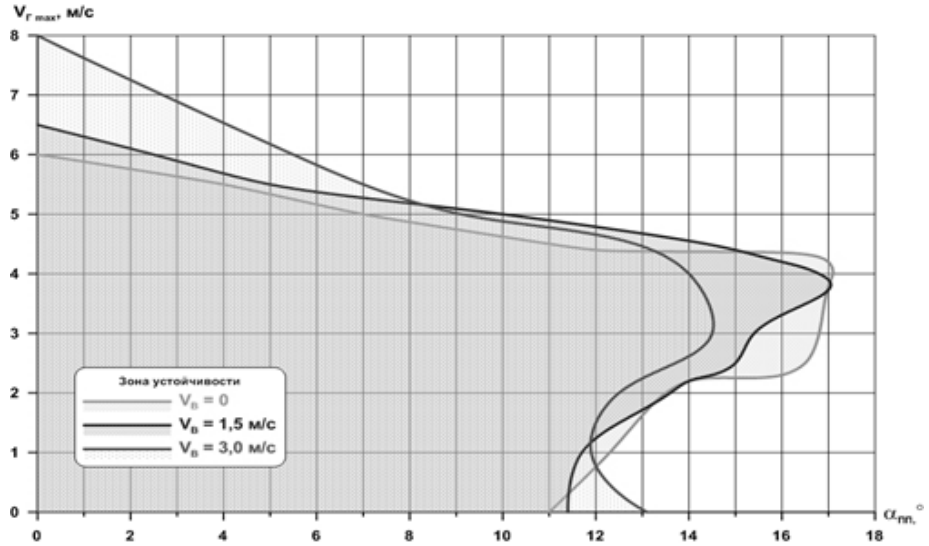


Рис. 2. Зоны устойчивости

Расчеты показали, что с точки зрения обеспечения устойчивости критичным является случай посадки на мягкие песчаные грунты (коэффициент жесткости $0{,}8 \cdot 10^6$ кг/м^3). На основании анализа зон устойчивости можно сделать вывод о том, работоспособно ли ПУ с заданными характеристиками при начальных условиях посадки, обеспечиваемых системой управления спуском.

Литература

[1] Баженов В.И., Осин М.С. *Посадка космических аппаратов на планеты*. Москва, Машиностроение, 1978.

[2] Базилевский А.Т., Григорьев Е.И., Ермаков С.Н. и др. *Проектирование спускаемых автоматических космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1985.

[3] Борзых С.В., Воронин В.В. Программно-методический подход к моделированию динамики посадки лунного взлетно-посадочного корабля. *Космическая техника и технологии*, 2018, № 2 (21), с. 16–23.

[4] Замышляев Б.В., Евтерев Л.С. Модели динамического деформирования и разрушения грунтовых сред. Москва, Наука, 1990.

УДК 536

Определение параметров вариантов конструктивно-компоновочных схем рабочей зоны установки концентрированного радиационного нагрева для испытаний высокотемпературных композиционных материалов

Худорожко Михаил Викторович khudorozko.mixa@gmail.com
Просунцов Павел Викторович pavel.prosuntsov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Предложена конструктивно-компоновочная схема установки радиационного нагрева, работающей по принципу концентрации излучения от большого количества серийных шаровых галогенных ламп или газоразрядных ламп. Для повышения производительности моделирования получено аналитическое решение задачи определения падающего теплового потока на объект испытаний в системе с излучателем в виде тонкостенного цилиндра и зеркального отражателя. На ее основе и решения глобальной задачи оптимизации представлено три варианта конструктивно-компоновочных схем рабочей зоны установки с галогенными лампами для испытаний цилиндрических образцов диаметром 100 мм с равномерным значением падающего потока от 100 до 150 Вт/см^2. Получена зависимость среднего значения падающего теплового потока от потребляемой мощности с ограничением габаритных размеров в 2,5 м для установки с галогенными лампами.

Ключевые слова: *галогенная лампа, стенд радиационного нагрева, источник концентрированного излучения, моделирование радиационного теплообмена*

Для отработки тепловых режимов современных летательных аппаратов требуется испытательная база, предназначенная для испытаний образцов материалов и элементов конструкций во всем диапазоне эксплуатационных температур. У перспективных летательных аппаратов, элементы которых изготовлены из керамоматричных композиционных материалов на основе карбида кремния и высокотемпературной керамики (англ. — UHTC), эти значения приблизились к 2300 K [1]. В тоже время основную массу испытательного оборудования составляют стенды радиационного нагрева с трубчатыми галогенными лампами. Данный тип источников позволяет достичь температуру на поверхности объекта испытаний не более 1500 K, что связано с ограничением термостойкости колб ламп [2]. Уровня 2000 K можно достичь при использовании воздушного охлаждения колб ламп [3]. Дальнейший рост температур требует перехода к использованию газоразрядных ламп и иного подхода к организации процесса нагрева. В частности, использование концентрированного излучения позволяет расширить имеющий диапазон температур [4]. Примером стенда, работающего по данному принципу, является установка «Уран-1» с одной газоразрядной шаровой лампой [5]. Максимальная рабочая температура составляет 2800 K, однако подобные значения достижимы лишь на пятне малого размера — в диаметре не более 15 мм.

Существенно сократить сроки создания подобных установок возможно путем создания соответствующих методик проектирования. Предложена методика проектирования установки концентрированного радиационного нагрева, основанная на решении геометрической обратной задачи с использованием современных алгоритмов глобальной оптимизации. При решении задачи рассматривались установки, имеющие радиальную симметрию. В таком случае, лампы будут располагаться на нескольких окружностях, расположенных на различных уровнях и имеющих различный диаметр уровнях, каждый из которых можно задать двумя параметрами, например расстоянием до лампы от центра образца и углом наклона относительно нормали. В качестве ограничений в данной задаче выступает условие отсутствия пересечений между отдельными лампами. Определялась конфигурация источников излучения и их расположение в пространстве, которые доставляют максимум среднему значению падающего потока излучения:

$$\int_A \left(\sum_k q_i(\boldsymbol{x}) n_i(\boldsymbol{x}) \right) dA \to \max_{x \in R^n},$$

где q — падающий потока на образец; $\boldsymbol{x}$ — вектор проектных параметров; A — площадь образца; n — количество ламп на уровне; k — количество уровней в установке. В качестве проектных переменных выступал размер полуосей отражателя, его диаметр, мощность источника и параметры, отвечающие за расположение уровней ламп в пространстве.

С использованием теории переноса излучения в системе излучающих и отражающих поверхностей была разработана аналитическая модель для расчета плотности падающего потока от единичного источника излучения цилиндрической формы с криволинейным отражателем. Определение падающего потока на объект испытаний сводится к численному интегрированию выражения, что позволяет существенно повысить скорость расчета по сравнению с традиционным подходом, основанным на методе конечных элементов. Интегрирование осуществляется по поверхности отражателя, поскольку в этом случае задача сводится к определению диффузного коэффициента видимости вместо зеркального.

В результате применения представленной методики были разработаны три варианта конструктивно-компоновочной схемы рабочей зоны установки концентрированного радиационного нагрева для испытаний образцов высокотемпературных композиционных материалов цилиндрической формы диаметром 100 мм. Для установок с энергопотреблением в 60, 80 и 100 кВт значение равномерного падающего теплового потока составило 100, 130 и 150 Вт/см^2 соответственно. Радиационно-равновесная температура составила 2100, 2200 и 2300 K. Получена зависимость теоретически достижимого уровня равномерно падающего потока излучения от потребляемой мощности с ограничением габаритных размеров в 2,5 м на основе галогенных ламп.

Литература

[1] Poloni E., Bouville F., Schmid A.L. et al. Carbon ablators with porosity tailored for aerospace thermal protection during atmospheric re-entry. *Carbon*, 2022, vol. 195, pp. 80–91. https://doi.org/10.1016/j.carbon.2022.03.062

[2] Елисеев В.Н., Товстоног В.А. *Теплообмен и тепловые испытания материалов и конструкций аэрокосмической техники при радиационном нагреве*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014.

[3] Балджиев Р.С., Просунцов П.В., Резник С.В. и др. Разработка стендов радиационного нагрева для испытания образцов керамических материалов с уровнем температур до 2000 К. *Ключевые тренды в композитах: наука и технологии. Междунар. науч.-практ. конф.: сб. тр.* Москва, Диона, 2019, с. 68–73.

[4] Худорожко М.В., Просунцов П.В. Разработка установки концентрированного радиационного нагрева для испытаний высокотемпературных композиционных материалов. *XLVII Академические чтения по космонавтике-2023: сб. тез. конф.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, т. 1, с. 101–102.

[5] Полежаев Ю.В., Фролов Г.А. *Тепловое разрушение материалов*. Киев, ИПМ НАНУ, 2005.

УДК 629.7

Возможности применения тросовых систем в составе системы малых космических аппаратов

Кульков Владимир Михайлович [1] vmk_1@mail.ru
Тузиков Сергей Анатольевич [2] st601@mail.ru
Фирсюк Сергей Олегович[2] iskramai@yandex.ru
Егоров Юрий Григорьевич[2] yuyeg@mail.ru

[1] НИИ прикладной механики и электродинамики Московского авиационного института (национального исследовательского университета)

[2] Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

За последний период времени для космических аппаратов различного назначения существует отчетливая общая тенденция к уменьшению их массы и объемно-габаритных характеристик. За счет более широкого использования современных передовых технических решений, новых материалов и постоянного возрастания потенциальных возможностей бортового оборудования, принципиально расширяются возможные области рационального применения космических аппаратов, относящихся к малому классу.

Ключевые слова: *тросовая космическая система, малый космический аппарат, области рационального применения*

Однозначно, существенным преимуществом малых космических аппаратов следует считать относительно невысокую стоимость их разработки и изготовления.

К основным недостаткам малых космических аппаратов следует отнести:

– ограничения (естественного характера) на располагаемые полезные массы и объемы для размещения целевого оборудования;

– ограничения на состав бортового оборудования и масс составляющих систем космического аппарата (терморегулирования, ориентации и др.);

– ограничения (массовые, габаритные и т. д.) для систем энергообеспечения бортовых потребителей;

– существенные ограничения на возможное размещение на борту двигательных установок с запасами топлива (рабочего тела);

– ограничения на сроки активного существования.

Все это затрудняет перспективы использования функциональных возможностей малых космических аппаратов и расширение областей их рационального (и эффективного) применения [1, 2].

В этой связи перспективным направлением представляется расширение возможностей маломассогабаритных космических аппаратов за счет использования как в их структуре, так и в методах функционирования тросовых космических технологий. Ряд перечисленных ограничений могут быть устранены или существенным образом парированы. Целесообразным можно считать использование как относительно более простых чисто механических

тросовых систем, так и применение более сложных электродинамических тросовых систем, оснащенных электропроводящим тросом [3–5].

Основные возможности применения тросовых космических технологий в структуре малых космических аппаратов, в частности, могут быть связаны с практическим использованием управляющих сил и моментов, создаваемых за счет развертывания орбитальной тросовой системы. Их использование может обеспечить реализацию в определенных пределах заданного управляемого движения центра масс космического аппарата, а так же управляемого движения космического объекта вокруг центра масс, в том числе, например, с формированием управляемых режимов микрогравитации на борту космического аппарата. Такие подходы создают дополнительные перспективы для расширения класса космических аппаратов технологического типа.

Использование тросовых космических технологий в составе системы малых космических аппаратов могут предоставить дополнительные возможности для решения ряда стоящих перспективных актуальных лунных задач.

Применение тросовых космических систем в структуре маломассогабаритных космических аппаратов может позволить сформировать орбитальные пространственно протяженные космические системы, реализовать новые эффективные методы функционирования космических аппаратов с использованием безрасходного орбитального маневрирования, применять в условиях орбитального полета космические аппараты-трансформеры для их более эффективного практического использования и постоянного расширения сферы последующего применения космических аппаратов малого класса.

Литература

[1] Кульков В.М., Фирсюк С.О., Юров А.М., Тузиков С.А., Егоров Ю.Г., Ук Юн Сон Принципы построения и области применения малых космических аппаратов на базе унифицированных космических платформ. Инновации космической отрасли. *Космические аппараты и технологии*, 2022, т. 6, № 2 (40), с. 133–143. https://doi.org/10.26732/j.st.2022.2.08

[2] Блинов Н., Иванов Н.Н., Сеченов Ю.Н., Шалай В.В. Малые космические аппараты. Кн. 3. Миниспутники. Унифицированные космические платформы для малых космических аппаратов. Омск, ОмГТУ, 2010.

[3] Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Тузиков С.А. Исследование интегральных энергетических характеристик космической электродинамической тросовой системы для орбитальных экспериментов. *Известия РАН. Энергетика*, 2017, № 3, с. 114–127.

[4] Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Тузиков С.А. Исследование конфигурации и формирование проектного облика развернутой космической электродинамической тросовой системы в составе орбитальных космических аппаратов. *Известия РАН. Энергетика*, 2018, № 3, с. 119–130. https://doi.org/10.7868/S0002331018030123

[5] Egorov Y.G., Kulkov V.M., Terentyev V.V., Tuzikov S.A., Firsyuk S.O. Rational design of the orientation system of small spacecraft using mathematical models of motion in gravitational field. *Applied Mathematical Sciences*, 2015, vol. 9, no. 137, pp. 6835–6848. https://doi.org/10.12988/ams.2015.59600

УДК 629.7

Расчетно-экспериментальное исследование физико-механических характеристик материалов для силовых элементов композитного крыла беспилотного летательного аппарата

Найнг Лин Аунг[1] nainglinaung.cm13@gmail.com
Пху Вэй Аунг[1] thzr093@gmail.com
Татарников Олег Вениаминович[2] ovtatarnikov@mail.ru

[1] *МГТУ им. Н.Э. Баумана*

[2] *Российский экономический университет имени Г.В. Плеханова*

Представлен анализ существующих методов многокритериальной оптимизации композитного крыла, предложены подходы к оптимизации структурных, конструктивных и стоимостных характеристик силовых элементов конструкции беспилотных летательных аппаратов. Представленные результаты расчетно-теоретических и экспериментальных исследований позволяют установить соответствие между расчетной моделью и реальной композитной конструкцией, способствуя развитию технологий беспилотных летательных аппаратов.

Ключевые слова: *композиционный материал, многокритериальная оптимизация, беспилотный летательный аппарат*

Современный этап развития авиационных конструкций характеризуется разработкой широкого спектра беспилотных летательных аппаратов (БПЛА), которые существенно отличаются по техническим требованиям от традиционной авиационной техники. Одним из важнейших этапов проектирования БПЛА является рациональный выбор материалов и оптимизация конструкции крыла.

В настоящее время для силовых элементов конструкции крыла применяются в основном полимерные композиционные материалы благодаря их высоким удельным характеристикам [1]. В данной работе приводятся результаты расчетно-теоретических и экспериментальных исследований физико-механических характеристик композиционных материалов, применяемых для силовых элементов композитного крыла БПЛА. Сопоставление расчетных и экспериментальных данных позволило обосновать применение расчетных моделей для анализа прочности и устойчивости конструкции крыла БПЛА при действии аэродинамических нагрузок. Значительное внимание в работе уделяется исследованию гибридных композитных материалов, применяемых в обшивке крыла БПЛА. Гибридный полимерный композит объединяет два или более типа полимерных материалов для создания композита с улучшенными или адаптированными свойствами [2].

В исследовании рассматриваются основные принципы проектирования и многокритериальной оптимизации крыла с использованием определенных

комбинаций гибридных композитных слоев, армированных угле- и стекловолокном с целью минимизации массы и стоимости конструкции, при сохранении аэродинамических качеств и требований по прочности, жесткости и устойчивости [3]. Таким образом, целью оптимизации является достижение рационального баланса между техническим характеристиками конструкции и ее экономической эффективностью.

Результаты исследования имеют практическое значение для проектирования крыла БПЛА.

Литература

[1] Tatarnikov O., Gaigarova M. Three-level design of composite structures. *Proc. 2nd Int. Conf. ACMTAA*, 2012, pp. 108–112.

[2] Резник С.В., Просунцов П.В., Агеева Т.Г. Оптимальное проектирование крыла суборбитального многоразового космического аппарата из гибридного полимерного композиционного материала. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2013, № 1 (17), с. 38–43.

[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. https://doi.org/10.18698/0236-3941-2018-1-4-19

УДК 629.73.018

Исследования взаимного положения конуса на гибком тросе и самолета с учетом пространственного обтекания

Кузнецов Евгений Викторович j_kuz@mail.ru
Янова Ольга Васильевна yanova2007@yandex.ru
Кашинин Александр Владимирович aleks-kashinin4@yandex.ru
Морозова Ирина Вячеславовна pochtairinamorozova@gmail.com
Андреевская Валерия Алексеевна valeria-andreevskaya@mail.ru

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского

Рассмотрена задача определения взаимного расположения стабилизирующего конуса на гибком тросе и самолета в аэродинамическом следе самолета-носителя с учетом поля скоростей возмущенного воздушного потока. Задача рассматривается в трехмерном пространстве. Определяются балансировочные параметры конуса с учетом силы гравитационного притяжения, аэродинамических сил и силы натяжения троса. В результате расчетов найдены конфигурации системы трос — стабилизирующий конус при разных длинах троса и параметрах поля скоростей. Сделаны выводы об отсутствии соударений конуса с конструкцией самолета-носителя при рассмотренных параметрах полета.

Ключевые слова: *тросовая система, трехмерное поле скоростей, аэродинамический след, балансировочные параметры, система нелинейных уравнений*

Тросовые системы применяются в авиации для решения широкого спектра задач. Уточнение поведения троса, в том числе шланга заправочной системы, в процессе выпуска и уборки может быть критически важным для обеспечения безопасности эксплуатации авиационной техники (например, при сложных конфигурациях фюзеляжа, наличии надстроек, блистеров). Трос может использоваться для размещения измерительной аппаратуры в аэродинамическом следе ЛА для экспериментального исследования и уточнения поля скоростей возмущенного потока. Экспериментальное исследование параметров позволит точнее прогнозировать аэродинамические эффекты в следе за самолетом и повысить безопасность полетов при характерной длине троса до значений $L = 5…10$ м.

Рассмотрен горизонтальный полет самолета с постоянной скоростью на заданной высоте при заданных углах атаки и скольжения. Угол крена самолета полагался равным нулю. На поверхности фюзеляжа самолета задана точка выпуска троса с закрепленным на его конце стабилизирующим конусом. Задача состоит в определении конфигурации троса и конуса в аэродинамическом следе самолета-носителя. Решение основано на исследованиях, проводимых в ЦАГИ и представленных в отчетах и публикациях (см., например, [1, 2]).

Приняты следующие допущения:

– плоская Земля,

– однородное гравитационное поле,

– стандартная модель атмосферы в соответствии с ГОСТ 4401–81,

– трос абсолютно неупругий и нерастяжимый.

Для решения задачи разработана методика, которая состоит из последовательного решения следующих подзадач:

I. Определение пространственных балансировочных значений стабилизирующего конуса в потоке воздуха, движущегося со скоростью полета самолета (однородный воздушный поток). Уравнения равновесия в связанной системе координат (СК) с началом в центре масс конуса. Аэродинамические коэффициенты стабилизирующего конуса заданы в зависимости от пространственного угла атаки в результате экспериментальных и расчетных исследований [3]. Неизвестными величинами являются компоненты силы натяжения троса и углы тангажа и рысканья, входящие в матрицы перехода между СК. Угол крена принимается равным нулю исходя из исходных данных. Решение системы нелинейных уравнений реализовано с использованием метода Ньютона и метода наискорейшего спуска. Оба варианта обеспечивают высокую точность полученного результата. Для массовых расчетов использовался метод наискорейшего спуска.

II. Расчет пространственного положения троса заданной длины под действием сил тяжести, аэродинамических сил сопротивления [4] и силы натяжения троса. Система дифференциальных уравнения (СДУ) для троса записана в нормальной земной СК [5, 6]. Начальными условиями при интегрировании СДУ являются координаты точки крепления к тросу стабилизующего конуса и полученные при решении (I) компоненты силы натяжения, пересчитанные в НЗСК. Полученные результаты являются начальным приближением. Численное интегрирование системы дифференциальных уравнений осуществлялось методом Рунге — Кутта 4-го порядка. Программа для расчетов реализована в среде MATLAB.

III. Пересчет балансировочных значений стабилизирующего конуса и пространственного положения троса с учетом трехмерного поля скоростей воздушного потока в области расположения системы трос-стабилизирующий конус на основе координат, полученных в начальном приближении. Значение компонент воздушной скорости определяется в точке расположения центра масс с помощью трехмерной интерполяции. Пересчет пространственного положения троса с учетом влияния поля скоростей воздушного потока производился для начальных условий (координат конца троса и значений компонент силы натяжения), полученных в результате пересчета балансировки конуса (новое приближение).

IV. Уточнение полученного результата итерационным методом до тех пор, пока координаты конца троса, крепящегося к самолету, полученные в результате интегрирования пространственного положение троса и пересчета параметров балансировки конуса не совпадут с заданной точкой выпуска троса на поверхности фюзеляжа самолета.

На основании разработанной методики проведены расчеты для двух режимов полета самолета (при этом имеем разные параметры поля скоростей

воздушного потока) и шести случаев длины троса. Для каждого случая построены пространственные конфигурации системы трос — стабилизирующий конус. Продемонстрировано отсутствие столкновений между конусом и фюзеляжем самолета. Сформированы предложения по повышению безопасности эксплуатации системы.

Литература

[1] Ярошевский В.А. Методика моделирования движения шланга с заправочным конусом в процессе дозаправки самолета в воздухе. *Ученые записки ЦАГИ*, 2003, № 3–4, с. 91–108.

[2] Поединок В.М. Алгоритм управления самолетом при дозаправке в воздухе в автоматическом режиме. *Ученые записки ЦАГИ*, 2005, № 1–2, с. 95–103.

[3] Петров К.П. *Аэродинамика транспортных космических систем*. Москва, Эдиториал УРСС, 2000.

[4] Ахмедов И.М., Наумов В.А. Коэффициент гидродинамического сопротивления криволинейного каната. *Известия КГТУ*, 2015, № 38, с. 53–60.

[5] Меркин Д.Р. *Введение в механику гибкой нити*. Москва, Наука, 1980.

[6] Светлицкий В.А. *Механика гибких стержней и нитей*. Москва, Машиностроение, 1978.

УДК 621.4

Повышение надежности двигательных установок перспективных ракет-носителей

Горохов Виктор Дмитриевич gorohovviktor5@gmail.com
Чаркин Дмитрий Валерьевич dmitrycharkin@yandex.ru

АО «Конструкторское бюро химавтоматики»

На основании проведенного анализа предыдущего опыта проектирования ракета-носителей (РН) и их составных частей, авторами предложена новая концепция повышения надежности двигательных установок. Суть, которой, состоит в повышении надежности перспективных РН за счет резервирования, т. е. создания одиночного кластерного жидкостного ракетного двигателя с форсированием без повышения температуры газа, что достигается установкой дополнительной (форсажной) турбины в турбонасосный агрегат. Приведен пример построения кластерной двигательной установки на основе новой концепции.

Ключевые слова: *ракета-носитель, надежность, жидкостный, ракетный, двигатель, резервирование, турбина, форсирование*

Анализ тенденций развития ракетно-космических средств выведения в мире показывает, что внедрение новых проектно-конструкторских решений и инновационных технологий с материалами нового поколения необходимы для поддержания передового уровня отечественного ракетостроения и конкурентных преимуществ России в сфере космической деятельности, а также обеспечения места одного из ведущий участников мирового рынка космических услуг за счет конкурентоспособности отечественных средств выведения.

Исходя из этого, важнейшей задачей для укрепления позиции российских средств выведения на мировом рынке пусковых услуг является внедрение прогрессивных конструкторских идей и решений по компоновке маршевых жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), системам их управления, конструкционным материалам, обеспечивающим высокие показатели безопасности и технико-экономической эффективности, разработка и реализация технологических решений, направленных на снижение трудоемкости при производстве и эксплуатации.

Конструкции ракетных двигателей с каждым годом включают в себя все большее количество различных узлов и агрегатов и выход из строя практически любого элемента двигателя приводит к отказу конструкции в целом. Следовательно, на сегодняшний день актуальной задачей становится повышение надежности ракеты-носителя, предусмотрев возможность отказа одного или даже нескольких двигателей.

Мировой опыт показывает, что одним из эффективных способов повышения надежности перспективных РН является резервирование, т. е. размещение на 1 ступени маршевой двигательной установки (ДУ) однотипных ЖРД

объединенных в единый блок (кластер). Это позволяет форсировать работающие двигатели в случае отказа одного или нескольких двигателей.

Очевидно, что резервирование ЖРД позволит уменьшить риск аварии РН в случае отказа одного или даже нескольких двигателей до минимального значения. Создавать ДУ с «горячим» резервированием тяги имеет смысл не только с целью повышения ее надежности, но и с целью уменьшения затрат на создание изделия.

Учитывая вышеизложенное и вытекающий вывод о целесообразности (по соображениям надежности и стоимости) формирования маршевых кластерных силовых установок РН большим количеством относительно малоразмерных РД, можно оценить концепцию нового дешевого в разработке кластерного жидкостного ракетного двигателя (КЖРД).

На основе ранее имеющихся материалов [1, 2], с учетом вышеизложенного, а также предыдущих исследований авторов [3], вероятность безотказной работы (ВБР) для кластерной двигательной ракетной установки с «горячим» резервированием $P_{\text{КДУ}}(n)$ и одним парируемым отказом запишется следующим образом:

$$P_{\text{КДУ}}(n) = P_{\text{ДВ}}^{n} + \frac{n!}{(n-m)!}\ \text{K}_{\text{ДВ}}\ (\text{A}_{\text{ф}} P_{\text{ДВ}})^{(n-m)}(1 - P_{\text{ДВ}})^{m}, \qquad (1)$$

где n — количество двигателей в КЖРДУ; m — количество парируемых отказов; $\text{K}_{\text{ДВ}}$ — коэффициент безаварийности отказа ЖРД, который отражает долю безаварийных отказов в общем их массиве, т. е. вероятность того, что отказ произойдет безаварийно; $\text{A}_{\text{ф}} = \dfrac{P_{\text{ДУФ}}}{P_{\text{ДУ}}}$ — коэффициент, отражающий изменение надежности при переходе РД на форсированный режим работы, в котором $P_{\text{ДУФ}}$ — показатель надежности при работе двигателя, включающего на режиме аварийного форсирования, а $P_{\text{ДУ}}$ — показатель надежности изделия на номинальном режиме.

Проведем оценку эффективности кластерного построения ДУ для 1 ступени РН для одного парируемого отказа двигателя (m = 1) по исходным данным:

– вероятность безотказной работы одного двигателя (прототипа) P_i = 0,99;

– коэффициенты охвата аварийных ситуаций и безотказного отключения равны единице;

– отказы двигателей независимы;

– события, состоящие в выдаче ложной команды аварийного выключения ЖРД на каждый одиночный двигатель в КЖРДУ — зависимы;

– число двигателей в связке $n_1 = 4$, $n_2 = 5$, $n_3 = 6$, $n_4 = 7$.

Расчеты по исходным данным приведены в табл. 1.

Таблица 1

Расчет эффективности ДУ с учетом и без учета «горячего» резервирования

Количество двигателей	Отсутствие резервирования	С резервированием	
		1 парируемый отказ	% форсирования
1	0,99000	–	–
4	0,96060	0,99941	33,3
5	0,95099	0,99902	25,0
6	0,94148	0,99854	20,0
7	0,93206	0,99796	16,6

Анализ таблицы, показал, что по совокупности двух показателей (надежности и уровня потребного форсирования) вариант с 7-ю двигателями лучше, чем вариант с 4-мя.

Таким образом, рекомендуемое количество КЖРД в кластерной ДУ на первой ступени перспективной РН составляет 7 штук, при одновременной унификации двигателей 1 и 2 ступеней.

В настоящее время теория кластерной жидкостной ракетной двигательной установки используется иностранными разработчиками ракетно-космических систем. Рассмотрим их наиболее успешные проекты.

Характерным примером создания резервированной ДУ является РН Сатурн-5, которая в 1968 году несмотря на проблемы с двигателями на второй ступени (два из пяти преждевременно отключились) смогла частично выполнить заданную программу, вывести космический аппарат (КА) «Апполон-6» на околоземную орбиту. Однако, хочется отметить, что запаса топлива на борту РН не хватило для полного выполнения программы.

Более современный пример — РН Falcon 9, на первой ступени которой имеются девять ЖРД Merlin. При запуске РН Falcon-9 08.10.2012 г. один из девяти двигателей Merlin преждевременно отключился, но оставшиеся 8 двигателей смогли компенсировать потерю, в результате чего, основная задача — выведение на орбиту КА Dragon была выполнена.

Традиционным методом форсирования ЖРД является повышение температуры генераторного газа, который позволяет увеличить тягу двигателя всего на 5…10 % (рис. 1). При этом пропорционально растет температура генераторного газа и увеличивается износ узлов и агрегатов ЖРД. Особенно такому воздействию подвержены лопатки основной турбины турбонасосного агрегата. Очевидно, что ЖРД, выполненные по классической схеме, не могут работать в форсированном режиме в течение времени, необходимого для выполнения задачи.

Поэтому авторами данной статьи предлагается использовать инновационный способ форсирования ЖРД, позволяющий увеличить тягу до 140 % и более, не повышая температуру генераторного газа [4]. С этой целью в кон-

струкцию турбонасосного агрегата (ТНА) двигателя добавляется дополнительная форсажная турбина (рис. 2).

В новой схеме на форсажном режиме на дополнительную турбину подается часть отработанного генераторного газа, забираемого после основной турбины, что позволяет увеличить мощность ТНА.

Как видно из рис. 1, форсирование для предложенной схемы не приводит к увеличению температуры генераторного газа, а значит, не повышает износ лопаток основной турбины. Это объясняется тем, что при таком способе равномерно увеличивается расход обоих компонентов топлива как в двигателе, так и в газогенераторе.

Данный факт является основным преимуществом этого способа форсирования, по сравнению с применяемым в настоящее время, а именно, — увеличение температуры генераторного газа.

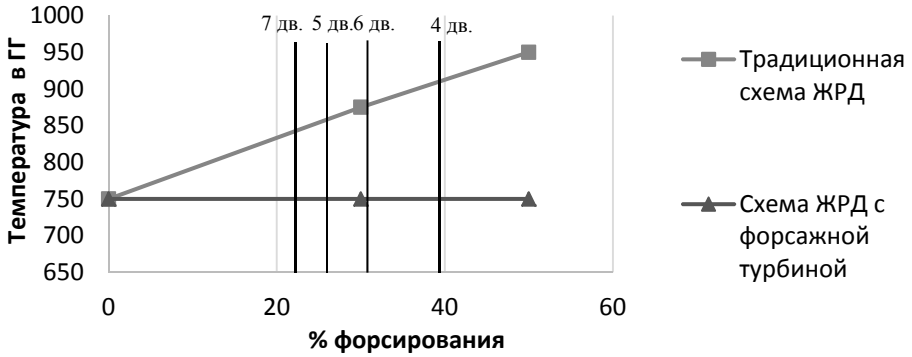


Рис. 1. Изменение температуры генераторного газа при форсировании ЖРД [5]

Схема такого кластерного жидкостного ракетного двигателя приведена на рис. 2. Для упрощения конструкции форсажную турбину следует разместить после насоса «Г» ТНА.

Предлагаемая на рис. 2 конструкция ТНА имеет сложную схему. Однако работоспособность такого турбонасосного агрегата, с синхронно работающими турбинами, отработана производством АО КБХА и аналогичная конструкция используется в серийном изделии космического ракетоносителя. Фото двухтурбинного ТНА приведено на рис. 3.

Форсирование ЖРД по тяге при помощи внесения в конструкцию дополнительной турбины имеет и ряд недостатков:

1. Потеря удельного импульса из-за сброса отработанного газа после дополнительной турбины. Например, для ЖРД тягой 100 тс на земле при расходе на дополнительную турбину удельный импульс двигателя уменьшится на 0,6…4,6 с.

2. Падение удельного импульса тяги на форсажном режиме в отличие от номинального режима увеличивается с ростом высоты полета МБР.

Учитывая вышесказанное, данная схема предпочтительна для использования на 1 ступени космической ракеты.

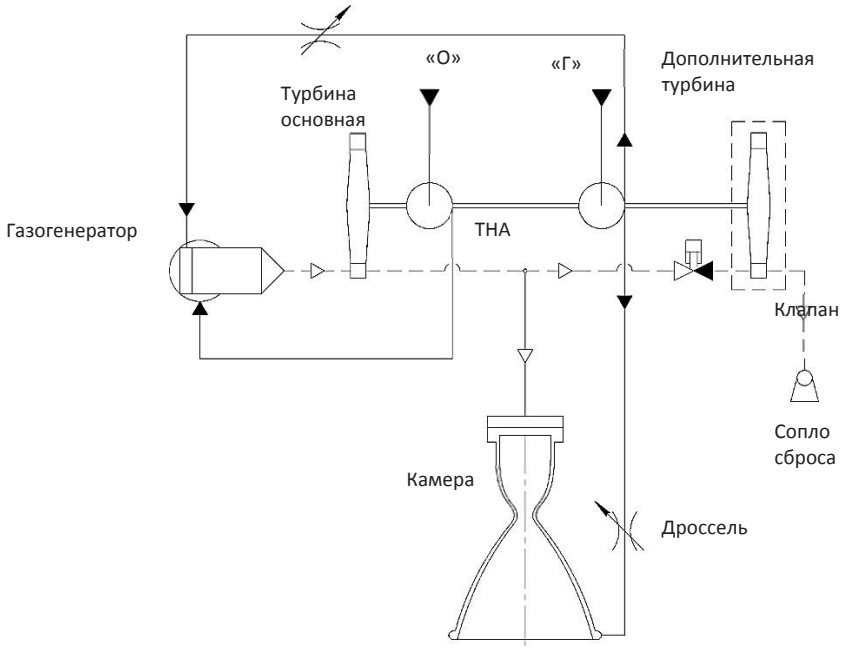


Рис. 2. Схема КЖРД, обеспечивающая форсирование двигателя без повышения температуры генераторного газа [4]

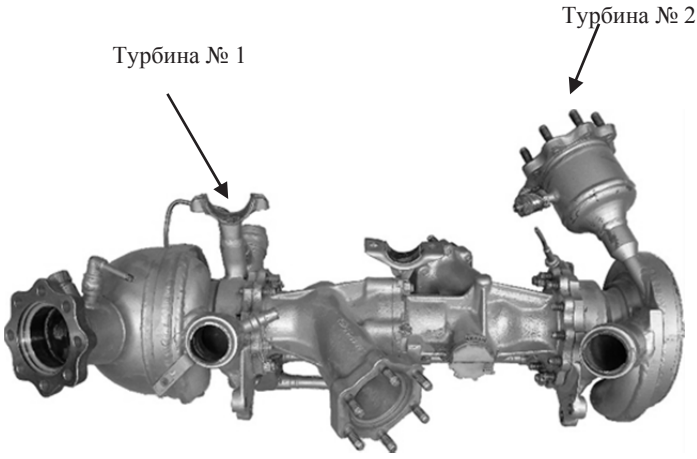


Рис. 3. Фото двухтурбинного ТНА серийного изделия [6]

В табл. 2 приведено сравнение номинальных параметров двигателя с вариантом форсирования его по тяге с использованием дополнительной турбины для 4, 6 и 9 двигателей.

Таблица 2

Сравнение номинальных параметров двигателя с форсированным режимом ЖРД с дополнительной турбиной

Обозначение	Параметр, размерность	Ном. режим	С дополнительной турбиной		
			Форсирование по тяге, %		
			12,5	20,0	33,3
			8 двиг.	5 двиг.	3 двиг.
Тяга на земле	$R_з$, тс	100	112,5	120,0	133,3
Давление в камере	P_k, кгс/см^2	180,0	200,0	211,9	232,6
Расход в ГГ	$\dot{m}_{гг}$, кг/с	246,4	278,9	299,6	337,8
Расход газа через дополнительную турбину	$\dot{m}_{сброс}$, кг/с	0	5,446	9,951	20,01
Удельный импульс на земле	$I_{уд.з}$, с	316,2	315,6	314,5	311,6
Удельный импульс пустотный	$I_{уд.п}$, с	347,2	343,3	340,5	335,0

Анализируя табл. 2, можно сделать выводы:

– при форсировании двигателя без увеличения температуры генераторного газа на основной турбине и применение дополнительной турбины позволяет создать ЖРД, обеспечивающие выполнение программы полета при отказе одного из них. Снижение экономичности за счет неиспользования газа в основной камере практически компенсируется уменьшением степени перерасширения продуктов сгорания в сопле;

– с увеличением высоты полета, падение удельного импульса на форсированном режиме становится более заметным. Этот факт обосновывает возможность использования данной схемы для 1-х ступеней ракетоносителей космического назначения.

– при форсировании возрастает расход запасенного на РН топлива. В случае отказа одного или нескольких двигателей, для выполнения заданной программы РН, требуется увеличивать гарантийный запас топлива, т. е. увеличить объем баков, что, в свою очередь, снизит полезную грузоподъемность ракеты.

В результате проведенного научного исследования, математических расчетов, а также анализа и дальнейшего синтеза вышеуказанных материалов, можно констатировать, что одним из перспективных методов повышения

надежности перспективных РН является резервирование. Помимо этого, выделим основные выводы, полученные в ходе исследовании:

1. Приведенная схема перспективного кластерного ЖРД с форсажной турбиной обеспечивает возможность форсирования двигателей и выполнения программы полета при парируемых отказах.

2. Снижение экономичности за счет неиспользования газа в основной камере практически компенсируется уменьшением степени перерасширения продуктов сгорания в сопле.

3. Форсирование двигателей при одном парируемом отказе позволяет обеспечить надежность ДУ не ниже 0,996 вместо 0,913 без использования «горячего» резервирования.

4. Форсирование ДУ быстро расходует запасенное на борту РН топливо, что ведет к увеличению гарантийного запаса топлива, т. е. увеличению объема баков, что, в свою очередь, снижает полезную грузоподъемность ракеты. Однако данный факт не так страшен, потому что увеличение баков гарантировано даст выполнение программы РН в случае парируемых отказов.

Литература

[1] Ефимочкин А.Ф. Требование к системе аварийной защиты ЖРД, работающего в составе многодвигательной установки с резервированием тяги. *Научно-технический юбилейный сборник, посвященный 70-летию КБХА*, Воронеж, Кварта, 2011, т. 1, 266 с.

[2] Ефимочкин А.Ф. К вопросу обеспечения безаварийности двигательной установки космической ракеты. *Авиакосмическая техника и технология: тр. конф.* 2010, № 3.

[3] Щеблыкин Д.А., Чаркин Д.В. Известия Военной академии Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого (ВА РВСН им. Петра Великого) науч. тех. сборник, Балашиха, 2022.

[4] Горохов В.Д. Способ форсирования по тяге жидкостного ракетного двигателя и жидкостный ракетный двигатель. Патент РФ № 2013135372/06. Патент России № 2532454, бюл. № 31, 2014.

[5] Горохов В.Д., Любинецкий М.А. Использование жидкостного ракетного двигателя с дополнительной форсажной турбиной на ракете-носителе с возможностью резервирования. *Вестник Воронежского государственного технического университета*, 2019, т. 15, № 4, с. 119–123.
https://doi.org/10.25987/VSTU.2019.15.4.018

[6] Выставочный центр Конструкторского бюро химавтоматики. Рекламный буклет. Воронеж, 2011, 21 с.

УДК 629.7

Методика обоснований параметров средств обеспечения продольной динамической устойчивости модернизируемых ракет космического назначения с учетом обеспечения надежности

Султанов Алексей Эдыгарович obiwanmariel@mail.ru
Петухов Антон Иванович erikproz@mail.ru

Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского

Актуальность связана с обеспечением надежности выведения космических аппаратов с использованием модернизируемых ракет-носителей. Имеет место проблемная ситуация при решении задачи по улучшению тактико-технических характеристик и несовершенством существующих методик выбора оптимального варианта размещения средств обеспечения продольной динамической устойчивости. Для решения указанной проблемы предлагается разработать методику для расчета и анализа параметров пружинных инерционных гасителей колебаний, представляющих собой твердые тела, упруго присоединяемые к объекту виброзащиты в точке, колебания которой требуется погасить в определенный момент времени.

Ключевые слова: *ракета-носитель, продольные колебания, надежность, динамическая устойчивость, модернизация*

Изменения, вносимые в конструкцию ракет-носителей на этапе модернизации, сказываются на динамических характеристиках их элементов конструкции, и, как следствие, на условия развития автоколебательных процессов. Изменение частотных характеристик конструкции ракеты как сложной динамической системы сказывается, в частности, на условия развития продольных автоколебаний и, как следствие, на интенсивности осевой вибрации. Подобные колебания носят характер низкочастотной вибрации в диапазоне от 10 до 50 Гц и охватывают все элементы конструкции ракеты космического назначения. Следствием этого является сложный характер механического воздействия данного типа колебаний на широкую номенклатуру ее элементов: сам корпус как силовой элемент; двигательные установки; приборы системы управления; полезный груз (космические аппараты) [1].

В настоящее время при безусловном ограничении уровня динамического нагружения наблюдается рост разнообразия динамических схем «ракета-носитель — космический аппарат». Существует определенная зависимость запаса продольной динамической устойчивости от полезной нагрузки. Отсюда следует, что появляется потребность в расширении направлений модернизации с целью увеличения грузоподъемности ракет космического назначения (РКН). В настоящее время ракеты-носители гарантировано выводят космические аппараты в космическое пространство за счет запаса динамической устойчивости (в частности, за счет высокой

вибропрочности). Например, возможна модернизация ракеты-носителя (РН) «Ангара» — с целью улучшения ее энергетических характеристик, а именно увеличение массы выводимой полезной нагрузки, за счет снижения так называемой сухой массы ракеты-носителя. Так же существует проблема неоптимального соотношения 1 и 2 ступени для отечественных ракет-носителей, но из-за того, что менять габаритные размеры нецелесообразно (ввиду технологических и транспортных ограничений), оптимальным как раз и является вариант снижения массы конструкции, при сохранении необходимого уровня запаса продольной устойчивости. В настоящее время отсутствует методологический аппарат, средства для прогноза, которые смогут отразить изменение динамических характеристик в рамках модернизации существующих РКН.

Научная задача заключается в синтезе системы использования системы обеспечения продольной динамической устойчивости (СОПДУ), направленной на обеспечение продольной динамической устойчивости в условиях, влияющих на надежность выведения РКН. Обеспечивается эта задача подбором параметров, которые обеспечат динамическую стабилизацию корпуса, не позволяя вибрации выходить за установленные границы, что негативно скажется на надежности. Происходит работа в рамках обеспечения надежности при вибрационном воздействии ракеты. Задача синтеза параметров заключается в обоснования этих характеристик. При этом должен обеспечиваться минимум массы, что является одним из положительных эффектов модернизации. Это связано с тем, что модернизация РКН может в определенных условиях повлиять на значительные изменения динамических параметров, что может стать предпосылкой для повышения вибрации РН на активном участке полета [2].

Для того чтобы не допустить снижения надежности предлагается использование СОПДУ, которые «гибко» подстраиваются под конфигурации текущей ракеты. Научная новизна заключается в следующем:

– новый способ обеспечения динамической устойчивости (ограничения низкочастотных вибрационных нагрузок) модернизируемой РКН в условиях потребности расширения номенклатуры выводимых космических аппаратов;

– системный подход к проблеме прогнозирования влияния модернизации РКН на изменение запаса продольной динамической устойчивости при учете потребности расширения номенклатуры выводимых космических аппаратов.

Проблема обеспечения требуемого уровня надежности в условиях модернизации ракет-носителей заключается в появлении факторов, способствующих непредвиденному изменению запаса динамической устойчивости, в виду изменения динамической схемы автоколебательной системы ракеты-носителя, что окажет влияние на изменении надежности. Для того чтобы достичь это цели, необходимо:

1) описать существующие направления модернизации;

2) уточнить влияние изменений в конкретной РКН на изменение динамических характеристик (амплитудно-частотная характеристика (АЧХ), фазовая частотная характеристика (ФЧХ));

3) указать на связь АЧХ, ФЧХ с запасом продольной динамической устойчивости (ПДУ) и интенсивностью вибрации [3].

Проведенный анализ выявил, что современные РН активно модернизируются, причем, можно указать на следующие основные направления: улучшение характеристик ракетных двигателей с изменением их динамической конструкции; внедрение новых цифровых систем управления и телеизмерений, обеспечивающие высокоточное выведение полезных нагрузок; увеличение зоны размещения полезного груза с использованием новых головных обтекателей с изменением динамической конструкции.

Причем, чем более уникальным является разрабатываемое средство выведения или глубже степень доработок в рамках их модернизации, тем выше требования к сложности математического аппарата, лежащего в основе методик проектирования данного типа технических устройств. На сегодняшний день, несмотря на наличие большого числа экспертных систем математического моделирования, реализующих зачастую диаметрально-противоположные подходы к моделированию нестационарных динамических систем. К таким программным комплексам относятся системы компьютерной математики «Matlab-Simulink» и «SimInTech», ряд систем инженерного анализа («Ansys», «Logos» и др.), а также среды программирования [4].

В связи с развитием программных средств, которые способны решать задачу исследования колебаний различных динамических систем, возникает задача выбора оптимального пути моделирования сложных автоколебательных систем, таких как жидкостные ракеты-носители. Задача комбинирования различных подходов в исследовании автоколебательных процессов лежит в области улучшения показателей ресурсоемкости для методов обоснования рациональных направлений совершенствования существующей системы средств выведения космических аппаратов, как в интересах обеспечения обороноспособности страны, так и для повышения конкурентоспособности отечественных РН на мировом рынке пусковых услуг [5].

Литература

[1] Петухов А.И., Султанов А.Э. Влияние компоновки космической головной части на частоты и формы продольных колебаний корпуса ракеты-носителя. *Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского*, 2022, № 685.

[2] Перфильев А.С, Петухов А.И., Султанов А.Э. Оценивание демпфирующих свойств корпуса ракет-носителей при отсечке тяги с учетом частот и форм продольных колебаний. *Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского*, 2023, № 686.

[3] Петухов А.И., Султанов А.Э. *Программа расчета частот и форм продольных колебаний ракет-носителей на жидком топливе*. Свидетельство о государственной регистрации программы для ЭВМ № 2023617761 от 03.04.2023.

[4] Швейко Ю.Ю. Сравнительный анализ частот упругих колебаний конструкций некоторых ракет-носителей по результатам их натурных испытаний и испытаний конструктивно подобных моделей. *Космонавтика и ракетостроение*, 2007, вып. 2 (47), с. 131–133.

[5] Лебедев Е.Л., Перфильев А.С., Султанов А.Э. Анализ параметров вибрационного нагружения корпуса ракет-носителей как фактора повышения интенсивности выработки ресурса сварных соединений топливных баков. *Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского*, 2019, вып. 671, с. 361–167.

УДК 629.7

Методика создания гибридных композиционных материалов с применением природных составляющих небесных тел

Иваньков Роман Русланович[1] ivankovrr@student.bmstu.ru
Резник Сергей Васильевич[2] sreznik@bmstu.ru

[1] *НИЦ «Курчатовский институт» — ВИАМ*

[2] *МГТУ им. Н.Э. Баумана*

Рассмотрены вопросы космического строительства с использованием гибридных композиционных материалов, состоящих из термопластичной матрицы, армирующих углеродных волокон и частиц природных материалов, входящих в состав реголита. Приведены основные сведения о химическом составе лунного грунта и технологий по его переработке в изделия. Определена основная концепция создания гибридных композиционных материалов с помощью трехмерной печати.

Ключевые слова: *космическое строительство, гибридный композиционный материал, лунный реголит, термопласты, трехмерная печать*

В ближайшие годы ожидается активное освоение Луны и Марса с помощью автоматических и пилотируемых космическихаппаратов. Одной из актуальных научных технических проблем является строительство сооружений и конструкций на поверхности небесных тел [1]. Отечественные и зарубежные исследования указывают на целесообразность применения при космическом строительствегибридных композиционных материалов (КМ), которые сочетают в себе природные и искусственные компоненты. Стремление к применению таких КМ вместо металлов обусловлено лучшими физико-механическими характеристиками [2–5]. Ранее было установлена целесообразность смешения термопластичной илитермореактивной матрицы с дисперсными наполнителями, так как они повышают физико-механические и теплофизические характеристики КМ [6, 7]. В связи с этим вырос интерес к химическому составу лунных пород [8–10].

В ряде работ рассматривались вопросы спекания частиц лунного реголита с помощью концентрированного солнечного нагрева. Однако это является сложным процессом, при котором необходимо регулировать уровень температуры, время нагрева и скорости охлаждения. Особое внимание следует обращать на размер частиц лунного реголита, так как согласно [11, 12] уменьшение их размера приводит к увеличению прочности при растяжении и сжатии. Стоит отметить, что во время охлаждения могут возникать большие усадочные деформации, которые затрудняют производство крупногабаритных элементов из-за распространения трещин.

Одной из перспективных технологий для производства конструкций является 3D-печать КМ на основе термопластичной матрицы. Аддитивные техно-

логии уже используются в космосе, к примеру, на МКС для печати изделий из полимерных КМ. Дальнейшее их развитие позволит получать гибридные КМ, состоящие из минеральных и органических наполнителей для придания им новых электрических, магнитных, теплофизических и химических характеристик [13].

Таблица 1

Элементный состав грунта на Земле и Луне [8]

Название оксидов	Лунные породы				Земные породы			
	Морские районы		Материковые районы		Базальт	Габбродиабаз	Дунит	Гранит
	Луна-16	Аполлон-15	Луна-20	Аполлон-17				
SIO_2	42,95	45,00	44,20	48,50	47,00	45,00	40,49	72,20
TiO_2	5,50	2,54	0,32	0,95	1,80	2,50	0,02	0,20
Al_2O_3	13,88	8,90	19,10	17,20	14,50	11,80	0,86	13,40
FeO	20,17	22,21	6,91	14,40	7,35	1,80	5,54	0,64
MgO	6,05	9,08	13,37	8,94	7,67	0,20	0,16	0,60
CaO	10,80	10,27	13,30	11,60	10,00	4,50	0,70	2,24
Na_2O	0,23	0,28	0,48	0,40	1,58	2,00	0,10	3,00
K_2O	0,16	0,03	0,47	0,25	1,11	1,30	0,04	4,50

В лабораторных исследованиях для определения оптимального содержания дисперсного наполнителя — имитатора лунного реголита можно использовать теорию И.Д. Симонова-Емельянова [14, 15]. Согласно работам [14, 15] гетерогенная дисперсная система представляет собой квазисплошную среду, а полимерная фаза существует в виде трех составляющих (Θ, В, М), которые выполняют различные функции при формировании общей структуры КМ

$$\varphi_{\text{п}} = \Theta + B + M,$$

где Θ — доля полимерной фазы-матрицы для формирования прослойки между частицами наполнителя; B — доля полимерной фазы-матрицы для заполнений объема между частицами; M — доля полимерной фазы-матрицы в граничных слоях с толщиной (δ).

В рамках настоящей работы рассматриваются методы получения гибридных КМ путем смешения полимерного материала с имитатором лунного грунта на двухшнековом экструдере. В качестве полимерной матрицы планируется использовать конструкционные термопластичные материалы с высокими физико-механическими характеристиками: полиэфирэфиркетон, поли-

сульфон, полифениленсульфид [16–19]. Имитаторами лунного реголита послужат материалы, представленные в [20]. Наиболее интересным конструкционным термопластом для 3D-печати в условиях санкций является отечественный полиэфирэфиркетон марки ПЭЭК-121Г, производимый АО «Институт пластмасс им. Г.С. Петрова» [21].

Литература

[1] Легостаев В.П., Лопота В.А., ред. *Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы*. Москва, РКК «Энергия», 2011.

[2] Afshinnekoo E. et al. Fundamental biological features of spaceflight: advancing the field to enable deep-space exploration. *Cell*, 2020, vol. 183, no. 5, pp. 1162–1184. https://doi.org/10.1016/j.cell.2020.10.050

[3] Nambiar S., Yeow J.T.W. Polymer-composite materials for radiation protection. *ACS applied materials & interfaces*, 2012, vol. 4, no. 11, pp. 5717–5726. https://doi.org/10.1021/am300783d

[4] Gaier J.R., Hardebeck W.C. et al. Effect of intercalation in graphite epoxy composites on the shielding of high-energy radiation. *Journal of materials research*, 1998, vol. 13, no. 8, pp. 2297–2301. https://doi.org/10.1557/JMR.1998.0320

[5] Schwartz J.S.J., Milligan T. ed. *The ethics of space exploration*. Springer International Publishing, 2016.

[6] Fowler D.W. Polymers in concrete: a vision for the 21st century. *Cement and Concrete Composites*, 1999, vol. 21, no. 5–6, pp. 449–452. https://doi.org/10.1016/S0958-9465(99)00032-3

[7] Bodiford M.P., Burks K.H. et al. Lunar in Situ materials-based habitat technology development efforts at NASA/MSFC. *Earth & Space 2006: Engineering, Construction, and Operations in Challenging Environments*, 2006, pp. 1–8.
https://doi.org/10.1061/40830(188)70

[8] Игнатова А.М., Игнатов М.Н. Использование ресурсов реголита для освоения лунной поверхности. *Международный журнал экспериментального образования*, 2013,
№ 11–2, с. 101–110.

[9] Rowley J.C., Neudecker J.W. Melted in-place Lunar soil for construction of primary Lunar surface structures. Extraterrestrial Materials Processing and Construction. Final Report, NSR 09-051-001 Mod. No. 24, Lunar and Planetary Institute, Houston, Texas, 31 January 1980, pp. 215–219.

[10] Демидов Н.Э., Базилевский А.Т., Кузьмин Р.О. Грунт Марса: разновидности, структура, состав, физические свойства, буримость и опасности для посадочных аппаратов. *Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы*, 2015, т. 49, № 4, с. 243. https://doi.org/10.7868/S0320930X15040027

[11] Allen C.C., Hines J.A., McKay D.S., Morris R.V. Sintering of lunar glass and basalt. *Engineering, Construction, and Operations in Space III, ASCE*, 1992, pp. 1209–1218.

[12] Happel J.A. Indigenous materials for lunar construction. *Applied Mechanical Reviews*, 1993, vol. 46, no. 6, pp. 313–325. https://doi.org/https://doi.org/10.1115/1.3120360

[13] Rinaldi M. et al. Additive layer manufacturing of poly (ether ketone) via FDM. *Composites Part B: Engineering*, 2018, vol. 145, pp. 162–172.

https://doi.org/10.1016/j.compositesb.2018.03.029

[14] Симонов-Емельянов И.Д. Построение структур в дисперсно-наполненных полимерах и свойства композиционных материалов. *Пластические массы*, 2015, № 9–10, с. 29–36.

[15] Симонов-Емельянов И.Д. Расчет составов дисперсно-наполненных полимерных композиционных материалов с различными типами решеток и параметрами структур. *Пластические массы*, 2020, № 1–2, с. 4–7.

[16] Битт В.В., Кудрявцева М.В., Иванов А.Н. и др. Влияние модифицирующих добавок на свойства полифениленсульфида. *Полимерные трубы*, 2017, № 1 (55), с. 54–61.

[17] Кирин Б.С. и др. Материалы для 3D-печати на основе полиэфирэфиркетонов. *Труды ВИАМ*, 2019, № 4 (76), с. 21–29. https://doi.org/10.18577/2307-6046-2019-0-4-21-29

[18] Саламов А.Х., Микитаев А.К., Беев А.А. Полиэфиркетоны: свойства и применение. *Современные тенденции развития науки и технологий*, 2015, № 8–3, с. 21–25.

[19] Низамиев Р.Р., Хамидуллин О.Л. Опыт применения полисульфона при изготовлении композиционных материалов. *Аэрокосмическая техника, высокие технологии и инновации*, 2020, т. 1, с. 135–138.

[20] Слюта Е.Н. Физико-механические свойства лунного грунта (обзор). *Астрономический вестник. Исследования Солнечной системы*, 2014, т. 48, № 5, с. 358. https://doi.org/10.7868/S0320930X14050053

[21] Гуреньков В.М., Горшков В.О., Чеботарев В.П. и др. Сравнительный анализ свойств полиэфирэфиркетона отечественного и зарубежного производства. *Технологии и материалы для экстремальных условий. Матер. XIV Всерос. науч. конф.: сб. тр.* Агой, Межведомственный центр аналитических исследований в области физики, химии и биологии при Президиуме РАН, 2019, с. 76–85.

УДК 629.7

Концепция посадки первой ступени РН на систему тросов

Горохов Виктор Дмитриевич gorohovviktor5@gmail.com
Белокопытов Андрей Владимирович andreybelokopitov@yandex.ru
Подгорный Николай Васильевич andreybelokopitov@yandex.ru

АО «Конструкторское бюро химавтоматики»

Рассмотрены некоторые способы использования многоразовых первых ступеней — возвращение по баллистической траектории и посадка на опоры-амортизаторы, парашютная посадка с вертолетным подхватом, воздушный старт и использование крылатых ступеней с посадкой за счет аэродинамических качеств. Выявлены основные особенности и недостатки этих способов. Предложена новая концепция посадки первой ступени на систему из тросов. Показаны основные преимущества данного способа над другими. Сделаны выводы о том, что при разработке перспективных многоразовых ракетных комплексов необходимо рассматривать возможность применения данного способа посадки первой ступени наряду с другими известными техническими решениями.

Ключевые слова: *многоразовая первая ступень, посадка ступени, система тросов, посадка на площадку*

Одной из тенденций развития ракетно-космической техники последних лет во всем мире является стремление к созданию и использованию многоразовых космических систем. На сегодняшний день представлены, а некоторые реализованы уже и на практике, различные концепции и подходы. А одним из частных случаев «многоразовости» является повторное использование первых ступеней.

Самым популярным на сегодняшний день и использующимся на данный момент способом является возвращение первой ступени ракеты по баллистической траектории с использованием реактивных двигателей многоразового включения и газовых рулей с последующей вертикальной посадкой на специально подготовленную площадку. Данный способ реализован в повторном использование первой ступени ракеты-носителя Falcon-9. После отделения от второй ступени первая ступень возвращается к специально подготовленной площадке по баллистической траектории с помощью газовых рулей и реактивных двигателей Merlin, используя при этом бортовые запасы топлива. Плавное приземление осуществляется на раскрывающиеся опоры-амортизаторы. У данного способа все же имеются недостатки. Прежде всего это повышенный запас топлива, который необходимо иметь в баках для работы реактивных двигателей при возвращении по баллистической траектории, маневрировании и торможении. Кроме этого, вес опор, дополнительных амортизаторов, газовых рулей также вносят существенный вклад в сухую массу ступени. Данные обстоятельства приводят к уменьшению потенциаль-

ной полезной нагрузки или увеличению массы ракеты и мощности двигателей [1].

Другим способом использование многоразовый первых ступеней является парашютная посадка с вертолетным подхватом. Данный метод реализует на практике компания Rocket Lab в ракете Electron [2]. После отделения первой ступени на определенной высоте разворачивается тормозной парашют, а затем данная конструкция подхватывается вертолетом, который обеспечивает дальнейшую мягкую посадку. Преимуществами данного способа возвращения можно назвать отсутствие специально подготовленных наземных площадок, а также необходимости в дополнительных бортовых запасах топлива и демпфирующих системах как в первом случае. Недостаток заключается в ограничении максимальной массы ступени, которая напрямую зависят от грузоподъемности существующих вертолетов. Кроме того, сложнопредсказуемость метеорологических условий также оказывают влияние на траекторию спускаемой ступени на парашюте, что всегда будет усложнять реализацию данной идеи.

Известна также концепция «Воздушного старта», в котором пуск ракеты осуществляется с борта самолета [3]. В данном случае роль первой ступени выполняет самолет. В качестве примера привести ракету Pegasus.

Недостаток данного способа заключается в ограничении максимальной массы запускаемой ракеты, которая напрямую зависят от грузоподъемности существующих самолетных систем.

Еще одним перспективным способом повторного использования с крылатых ступеней. Пример данной идеи заложен в проекте «Крыло-СВ». Многоразовая первая ступень с использованием аэродинамических качеств должна после разделения вернуться на взлетно-посадочную полосу [4]. В настоящий момент ведутся работы над этим проектом.

В данной работе предлагается новая концепция возвращения первой ступени — посадка на системы тросов, которая может быть использована при разработке перспективных многоразовых космических систем [5].

Сущность данного способа заключается в отделении первой ступени с последующим ее возвращением по баллистической траектории на подготовленную площадку согласно рис. 1–3. Площадка состоит из ферменных опор, на которых закреплены силовые тросы, по которым движутся управляющие механизмы с основными посадочными тросам, которые обеспечивают захват первой ступени. На рис. 1 изображена начальная фаза посадки, в которой ступень зависает над площадкой на определенной высоте с работающими двигателями, а посадочные тросы разведены. В данном примере площадка имеет габариты 100×100 м, а ступень может подлететь к любой точке данной области. Затем посадочные тросы начинают приближаться к ступени, обхватывая ее с четырех сторон (рис. 2). После этого за счет плавного снижения тяги двигателей ступень «повисает» на тросах за силовые элементы в районе стабилизаторов и происходит дальнейшее выключение двигателей (рис. 3).

Следует также отметить, что сегодня ставится задача избавиться от остатков ракетного топлива в баках для проведения работ по дальнейшему обслуживанию ступени перед повторным использованием. Решением может быть перевод двигателей на режим пониженной тяги перед опорожнением баков и выключением двигателей.

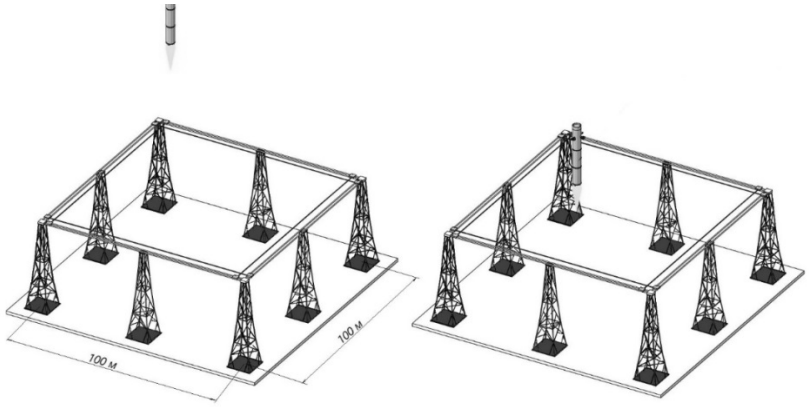


Рис. 1. Положение 1-й ступени РН перед посадкой

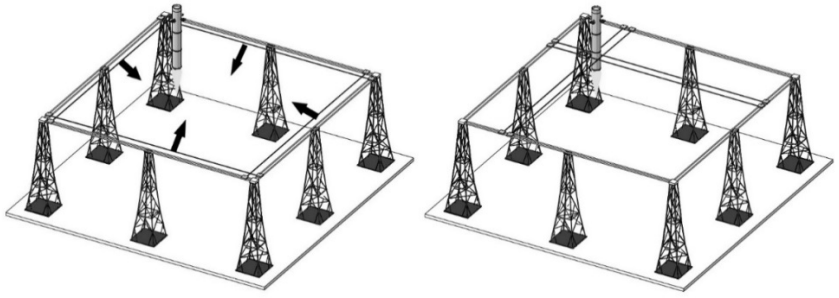


Рис. 2. Начальная фаза фиксации 1-й ступени РН при посадке

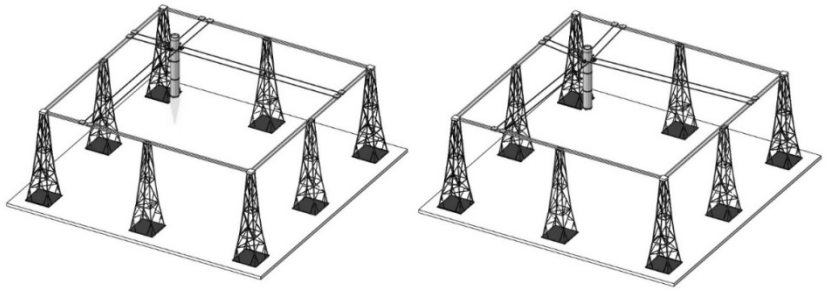


Рис. 3. Положение 1-й ступени РН перед посадкой на транспортный агрегат

Данная схема посадки имеет ряд преимуществ:

– главное преимущество заключается в том, что отпадает необходимость в использовании опор-амортизаторов, которые забирают внушительную часть потенциальной полезной нагрузки, которую можно будет вывести на нужную орбиту;

– отсутствие ударов на ступень при приземлении, как в случае посадки на опоры;

– отсутствие воздействия газовых струй, частиц платформы на ЖРД и РН при посадке;

– отпадает ограничение по начальной массе ракеты, которые имеются в других описанных методах;

– перед выключением двигатели ступени можно перевести в режим полного опорожнения баков, что в значительной мере облегчит дальнейшие работы перед повторным использованием.

Выводы

1. Проанализированы способы использования многоразовых первых ступеней — возвращение ступени по баллистической траектории и посадка на опоры-амортизаторы, парашютная посадка с вертолетным подхватом, воздушный старт и использование крылатых ступеней с посадкой за счет аэродинамических качеств. Выявлены их основные особенности и недостатки.

2. Предложен новый способ посадки первой ступени на систему из тросов, который заключается в подлете ступени к оборудованной площадке, приближении тросов и дальнейшем обхвате ступени и фиксации за силовые элементы в районе стабилизаторов. Выделены основные преимущества данной концепции над другими.

3. При разработке перспективных многоразовых РН необходимо рассматривать возможность применения данного способа посадки первой ступени наряду с другими известными техническими решениями.

Литература

[1] Тимофеев П.М. Сравнение методов возвращения первой ступени многоразовой ракеты. *Труды МАИ*, 2020, № 113, с. 1–18. https://doi.org/10.34759/trd-2020-112-1

[2] *Rocket lab*. URL: https://www.rocketlabusa.com/launch/electron/ (дата обращения 10.01.2024).

[3] Корнеев В.М., Деев В.А., Федоренко Р.В. Анализ систем воздушного старта космических объектов. *Технические науки — от теории к практике*, 2015, № 12 (48), с. 131–139.

[4] *Разработчик назвал особенности создающейся многоразовой ракеты «Крыло-СВ»*. URL: https://ria.ru/20210414/krylo-sv-1728170796.html (дата обращения 10.01.2024).

[5] Горохов В.Д., Подгорный Н.В. Устройство системы обеспечения посадки отработавшей ступени с многоразовым жидкостным ракетным двигателем и ступень ракеты. Патент № 2768801 РФ, бюл. № 9, 2022.

УДК 629.7

О вопросах разработки малоразмерных спускаемых аппаратов капсульного типа для научного и промышленного применения

Каменева Вероника Андреевна www.cereal_girl@mail.ru
Миненко Виктор Елисеевич victorminenko@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проанализированы разработки малоразмерных спускаемых аппаратов капсульного типа для научного и промышленного применения и приведены сведения о уже созданных и разрабатываемых на данный момент изделиях. Данный вид аппаратов является уникальной платформой для проведения научных экспериментов в условиях микрогравитации и космической среды. Их разработка имеет перспективы в области исследования космоса, обеспечения доступа к космическим ресурсам и развития инновационных технологий для будущих космических миссий и промышленности.

Ключевые слова: *орбитальная станция, спускаемый аппарат, космические исследования, орбитальный комплекс*

На сегодняшний день отмечается тенденция к созданию производства и проведению разнообразных исследований, используя орбитальные комплексы, космические аппараты, отдельные научные модули и лаборатории [1]. Однако, возвращение на Землю результатов экспериментов, проведенных на орбите, и иных грузов является сложным, опасным и долгим процессом, особенно если для этого используются пилотируемые спускаемые аппараты. Один из подходов к решению данных проблем — создание и использование малоразмерных спускаемых аппаратов [2].

Использование данных аппаратов имеет ряд важных практических целей для развития комической отрасли:

Научные исследования: МСА предоставляют возможность проведения разнообразных научных экспериментов в космосе с возможностью возвращения на Землю.

Развитие технологий: Создание и усовершенствование подобных аппаратов способствует развитию инновационных технологий, таких, как системы теплозащиты, системы навигации, малогабаритные электронные компоненты и датчики.

Экономическая выгода: МСА могут использоваться для коммерческих целей.

Образовательные программы: Разработка и использование МСА могут стать частью образовательных программ и инициатив, помогая привлечь внимание и интерес молодежи к науке, технологиям и космической индустрии.

В истории уже разрабатывались малые капсулы, однако реализация их научных программ столкнулась с рядом проблем. Например, возвращаемая баллистическая капсула для доставки на Землю результатов работ, выполненных на борту орбитальной станций (фото- и киноматериалов, медицин-

ских и биологических препаратов, кристаллов, выращенных в условиях микрогравитации и др.) не могла обеспечить сохранность некоторых возвращаемых грузов. Капсула представляла собой аппарат формы усеченный конус с контейнером полезного груза внутри. Однако на участке спуска полезная нагрузка испытывала перегрузки до 12g, что ограничивало ее применение [3]. Из известных аналогов можно обозначить капсулы аппарата Янтарь, капсулы для возврата пленок, а также спускаемый аппарат Карина.

В 2018 году была запущена капсула HTV-R/HSRC JAXA, она предназначалась для возврата экспериментальных образцов с медицинского модуля Kibo МКС и демонстрации технологии разработки возвращаемого транспортного средства с биологическим грузом на борту. Аппарат приземлялся в воду в область с линейными размерами посадки от 0,5 км до 12000 км, что и является основной сложностью в ее эксплуатации [4].

На данный момент разработками МСА занимается более 30 частных компаний по всему миру [5]. Развитие данного направления связано с расширением рынка доступных для запуска ракет-носителей, появлением программ запуска в качестве попутной полезной нагрузки, а также разработкой новых орбитальных станций, в том числе и частных. Важным толчком для развития также послужили разработка капсул для возврата грунта с астероидов (Hayabusa2 2020, Osiris-REx 2023), развитие космического производства и проведение исследований для полетов человека в дальний космос.

Проведенный анализ разработанных МСА показал, что это направление имеет как научные, так и экономические, образовательные и технологические цели, что обуславливает целесообразность их дальнейшего развития.

В настоящей работе на основе анализа существующих МСА сделан вывод о целесообразности разработки методики проектирования таких спускаемых аппаратов с учетом современных материалов и новых подходов к проектированию.

Литература

[1] Полищук Г.М., Пичхазде К.М. Автоматические космические аппараты для фундаментальных и прикладных научных исследований. Москва, МАИ-ПРИНТ, 2010.

[2] Pavlyuchenko V., Denisov M., Kotlovskikh P., Mayorova V., Minenko V. Development of smallscale autorotative lander for ISS payload. *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 120015. https://doi.org/10.1063/5.0035795

[3] Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Иванков А.А. Спускаемый аппарат для доставки грузов с пилотируемой орбитальной станции на поверхность земли. Патент РФ № RU82679U1, 2009.

[4] Haruki M. et al. Post-Flight Evaluation of the Guidance and Control for Re-entry Capsule “HSRC”. 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), Madrid, 2019.

[5] In-Space Manufacturing & Space Economy Commercializing Microgravity. Factories in space. URL: https://www.factoriesinspace.com/ (дата обращения 12.01.2024).

УДК 629.7

Выбор технологии сборки силовых шпангоутов силового набора хвостовой части фюзеляжа легкого самолета

Тун Лин Хтет tunlinhtet64509@gmail.com
Просунцов Павел Викторович pavel.prosuntsov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены различные варианты крепления частей композитных силовых шпангоутов — клеевое, болтовое и комбинированное соединения. На основе анализа напряженно-деформированного состояния силовых шпангоутов в программном пакете ANSYS Workbench предложен рациональный способ крепления композитных частей шпангоутов, обеспечивающий снижение веса при сохранении прочности и надежности сборных элементов.

Ключевые слова: *клеевое соединение, фюзеляж, соединение композиционных материалов, легкие самолеты, шпангоуты, болтовое соединение*

В настоящее время полимерные композиционные материалы (ПКМ) особенно привлекательны для применения в авиационной и космической технике благодаря их уникальной удельной прочности, удельной жесткости, а также превосходным физико-механически характеристикам [1]. Однако технологии соединения изделий из ПКМ существенно сложнее, чем для металлических конструкций [2]. Применение традиционных методов соединения конструкций для КМ, так как клепка, может привести к их повреждению [3]. Так сверление КМ для установки заклепок может привести к повреждению структуры слоистого КМ. Кроме того, сделанное отверстие необходимо герметизировать, а также принять меры для предотвращения расслоения слоистых КМ.

В данной работе в качестве объекта исследования рассматриваются силовые шпангоуты хвостовой части фюзеляжа легкого самолета DA-62, форма которых определена с использованием комбинации методов параметрической и топологической оптимизации [4, 5]. Разработанная конструкция силового набора состоит из четырех шпангоутов, среди которых 1-й и 2-й шпангоуты включают в себя круговые и вертикальные части.

В первом шпангоуте вертикальная часть соединяется с центром круговой части под прямым углом. Таким образом, необходимо обеспечить Т-образное соединение отдельных композитных частей. Для эффективной передачи нагрузки между двумя частями шпангоута и увеличения прочности соединения в такой Т-образной конструкции используются два угловых усиления из углепластика, которые соединяются с композитными частями шпангоута с помощью клея. Во втором шпангоуте две его отдельных композитных части образуют L-образную конструкцию и для их соединения используется одно угловое усиление из углепластика.

В работе были рассмотрены три варианта соединений для 1-го и 2-го шпангоутов: клеевое; механическое (болтовое) и комбинированное (клеево-болтовое) соединения.

Для создания клеевого соединения была выбрана эпоксидная смола, которая часто используется в качестве матрицы полимерных КМ, и обеспечивает хорошую совместимость и адгезию материала матрицы и клея. Клеевые слои расположены между угловыми усилениями и вертикальными и круговыми частями шпангоутов, а также между круговыми частями и обшивкой фюзеляжа. Толщина клеевых слоев в местах соединений композитных частей шпангоутов составляет 0,2 мм. Суммарная масса двух сборных шпангоутов из ПКМ, которые состоят из двух частей, составляет 5,548 кг и масса клеевых соединений — 50,26 г.

В качестве альтернативы для сборки композитных частей шпангоутов рассмотрено болтовое соединение. В зависимости от толщины соединяемых частей шпангоутов для первого шпангоута выбраны болты М8×1,25×18, а для второго шпангоута болты М5×1,25×14. При выборе материалов для болтовых соединений рассматриваются два типа материала: титановый сплав Ti-6Al-4V и алюминиевый сплав Al 7075-T73. В первом шпангоуте использовано 11 болтовых соединений, расположенных равномерно по периферии шпангоута, интервал между ними составляет 250 мм. Во втором шпангоуте расположено 10 болтовых соединений, расстояние между которыми равно 220 мм. Суммарный вес 1-го и 2-го шпангоутов составляет 4,42 кг, при этом масса болтовых соединений, включая болты, шайбы и гайки, изготовленных из Ti-6Al-4V, составляет 66,698 г, а при использовании алюминиевого сплава Al 7075-T73 — 42,55 г.

Также исследована возможность использования комбинированного клеевого и болтового соединения, которое обеспечивает одновременную передачу нагрузки через болты и клеевые слои, каждый из которых имеет свою жесткость. При этом предполагается, что за счет распределения нагрузки, передаваемой через болты и клеевые слои, комбинированное соединение может привести к повышению прочности соединения.

Проведено сравнение напряженно-деформированного состояния силовых шпангоутов силового набора фюзеляжа при применении болтового, клеевого и комбинированного соединения.

Анализ показал, что при использовании клеевого соединения максимальное напряжения в отдельных шпангоутах конструкции составляет 148,34 МПа, при этом напряжения в клеевых соединениях не превышают допустимые значения, которые имеет коэффициент запаса 2,0. Таким образом, можно сделать вывод о работоспособности данного варианта.

При моделировании напряженно-деформированного состояния болтового соединения использовался метод Beam bolts, который не требует задания геометрии болта, гайки и шайбы, что упрощает расчетную модель. При применении болтового соединения максимальное напряжение в шпангоутах до-

стигает до 237,4 МПа, при этом напряжение в болтах из алюминиевых сплавов составляет 324,7 МПа, а из титанового сплава — 183,61 МПа, поэтому можно сделать вывод о предпочтительности использования для материала болтов титанового сплава.

При одновременном использовании клеевого и болтового соединения максимальное напряжение в силовых шпангоутах достигает до 242,72 МПа. Видно, что максимальное напряжение незначительно увеличивается по сравнению с применением чисто болтовых соединений, поскольку контакт между вертикальной и круговой частей считается идеальным (Bonded).

Таким образом, можно сделать вывод, что с точки зрения обеспечения максимальной надежности конструкции следует рекомендовать использование комбинированного соединения, которое обеспечивает работоспособность конструкции в случае нарушении целостности клеевого соединения, что гарантирует успешное завершение полета. К дополнительным преимуществам данного тапа соединения следует отнести высокую стойкость к вибрационным и ударным нагрузкам.

Литература

[1] Донецкий К.И., Быстрикова Д.В., Караваев Р.Ю., Тимошков П.Н. Полимерные композиционные материалы для создания элементов трансмиссий авиационной техники (обзор). *Труды ВИАМ*, 2020, № 3(87), с 80–93. https://doi.org/10.18577/2307-6046-2020-0-3-82-93

[2] Баурова Н.И., Зорин В.А. Применение полимерных композиционных материалов при производстве и ремонте машин. Москва, МАДИ, 2016.

[3] Вашуков Ю.А. Особенности сборки деталей из композиционных материалов в конструкциях летательных аппаратов. Самара, Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2007.

[4] *Самолет DA-62*. URL: https://www.diamondaircraft.com/en/privateowners/aircraft/da62/overview/ (дата обращения 15.11.2023).

[5] Тун Лин Хтет, Просунцов П.В. Оптимизация формы шпангоутов и углов укладки полимерного композиционного материала силового набора хвостовой части легкого самолета. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 9 (738), с 97–107. https://doi.org/10.18698/0536-1044-2021-9-97-107

УДК 629.7

О подходах к созданию космических аппаратов на базе унифицированных спутниковых платформ

Чернов Антон Константинович ikruzov@bk.ru

ПАО «РКК «Энергия»

Миниатюризация космических аппаратов при сохранении их функциональных возможностей, а также уменьшение требуемых при их разработке и создании затрат приводит к появлению многоспутниковых орбитальных группировок. В работе рассмотрены основные подходы к созданию унифицированных спутниковых платформ в условиях необходимости обеспечения наилучших характеристик аппаратов при умеренных затратах на их разработку. Представлен облик унифицированной спутниковой платформы, построенной на модульном принципе. Определены назначение, состав и основные характеристики управляющего ядра платформы с учетом возможности е е дооснащения для решения различных целевых задач.

Ключевые слова: *космический аппарат, унифицированная спутниковая платформа, управляющее ядро платформы, космическая система, полезная нагрузка, дистанционное зондирование Земли, радиолокатор космического назначения*

Новые исследования в области микроэлектроники, вычислительной техники, материаловедения непременно приводят к миниатюризации существующих систем и изделий. Благодаря внедрению передовых технологий в настоящее время происходит резкое снижение массогабаритных характеристик космических аппаратов (КА) [1, 2], а малые КА (МКА) теперь могут выполнять задачи наравне с «большими» аналогами. Кроме того, применение малых аппаратов приводит к уменьшению расхода любых видов ресурсов, обеспечивая тем самым снижение затрат на их разработку, производство и запуск, и открывая новые возможности по созданию многоспутниковых орбитальных группировок (ОГ) различного назначения. Это также выгодно выделяет МКА в силу перехода в эру прагматичного космоса, когда государствам в космической отрасли интересны не только вопросы престижа и военного превосходства, но и определенная экономическая выгода.

Для повышения качества продукции, снижения финансовых затрат и сроков создания КА, при их разработке активно применяются унифицированные спутниковые платформы (УСП), представляющие собой конструктивно и функционально обособленный модуль, содержащий служебные системы аппарата, обеспечивающие функционирование полезной нагрузки (ПН). Подход к созданию КА с использованием унифицированных платформ не является новым: уже с середины 60-х годов прошлого века ИСС им. акад. М.Ф. Решетнева начинает создавать свои аппараты на базе платформ КАУР [3, 4].

На данный момент практически каждое крупное спутникостроительное предприятие обладает своими платформами, на основе которых разрабатыва-

ет новые аппараты, однако следует отметить, что между предприятиями разработки практически не унифицированы. Первый серьезный шаг к универсальности космических платформ от разных производителей сделан в малых спутниках CubeSat. Однако в «кубсатах» стандартизации подверглись только внешние габариты и некоторые внутренние интерфейсы.

Большая часть существующих и разрабатываемых платформ выполнена в виде стандартной конструкции с готовым набором аппаратуры служебных систем. Такая тенденция деления аппаратов весьма удобна для ускоренной и удешевленной разработки нового аппарата. Кроме того, создание КА на базе уже отработанной платформы повышает его надежность и облегчает интеграцию со средствами выведения. Унификация не позволяет создавать аппарат с оптимальными характеристиками, как это было бы в случае разработки новых систем для каждого нового аппарата, что нецелесообразно и невозможно в случае, если разработчик хочет создавать аппараты за приемлемые промежутки времени и с привлечением разумных ресурсов.

Объективно в рамках одной УКП невозможно обеспечить унификацию для целого ряда различных по размерам и назначению аппаратов, а слово «унифицированная» в названии платформы означает универсальность только в рамках какого-то отдельного класса КА. Из описания существующих платформ видно, что, несмотря на их большое разнообразие, каждая конкретная УКП может оптимально функционировать только в определенных пределах тактико-технических характеристик КА.

В связи с развитием многоспутниковых ОГ набирает популярность проектно-конструкторский подход, при котором предлагается отказаться от универсального корпуса, а служебные системы разделить на «управляющее ядро» — общую часть, необходимую при создании любого аппарата (вычислительный комплекс, аппаратура регулирования и контроля энергопитания) и периферию — приборы, состав и точные характеристики которых могут меняться от аппарата к аппарату (звездные и солнечные датчики, аккумуляторные батареи, маховики и гиродины) [5]. Корпус же для каждой новой полезной нагрузки разрабатывается вновь, максимально учитывая ее конструктивные особенности.

Данный проектно-конструкторский подход, хоть и требует больших затрат по сравнению с «классическим подходом», но позволяет добиться лучших массовых, габаритных и целевых характеристик, что особенно актуально при создании многоспутниковых группировок.

В работе проведен анализ данных о существующих космических платформах с использованием открытых источников информации. В ходе исследования было отмечено, что большинство существующих платформ построены по «классическому принципу», однако также активно ведутся разработки универсальных приборов — «управляющих ядер» платформ. Интеграция ПН в конструкцию аппаратов как правило требует существенной ее доработки, а интеграция ряда целевых ПН требует также и сопутствующей доработки

служебных систем, таких как система энергоснабжения или обеспечения температурного режима.

Представлены конструктивный и функциональный облики управляющего ядра платформы, построенного по модульному принципу и перечень целевых модулей. На основе данных предложений в работе сформирован облик космического аппарата дистанционного зондирования Земли в радиодиапазоне, который в составе группировки из девяти подобных спутников может обеспечить возможность доступа к любой точке на поверхности Земли в течение суток после запроса. Такой тип полезной нагрузки был выбран для демонстрации преимуществ использования выбранного подхода к проектированию спутниковых платформ, поскольку космическая радиолокационная система является одним из самых сложноинтегрируемых типов ПН в силу габаритных характеристик и требований к служебным системам аппарата.

Литература

[1] Макриденко Л.А., Боярчук К.А. Микроспутники. Тенденции развития. Особенности рынка и социальное значение. *Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ*, 2005, т. 102, с. 12–27.

[2] Петрукович А.А., Никифоров О.В. Малые спутники для космических исследований. *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*, 2016, т. 3, № 4, с. 22–31.

[3] Раевский В., Ашурков Е. Спутник «Циклон» — основа отечественных навигационных систем первого поколения. *Информационные спутниковые системы*, 2008, № 4, с. 28–30.

[4] Голотюк С. Спутникостроители с берегов Енисея. *Новости космонавтики*, 1999, № 10, с. 64–67.

[5] Голов Н.А., Корянов В.В., Усачев В.А., Топорков А.Г. Перспективные технологии создания космического комплекса радиолокационного зондирования Земли на базе малых космических аппаратов и ракет-носителей легкого класса. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, № 5.
https://doi.org/10.18698/2308-6033-2019-5-1881

УДК 629.7

Проект малобюджетной ракеты-носителя сверхлегкого класса с вытеснительной подачей

Бечаснов Павел Михайлович[1] bechasnov@mail.ru
Дзись-Войнаровский Николай Николаевич[2] woinaroffski@yandex.ru
Ильин Александр Михайлович[1] linlin82@yandex.ru

[1] *МГТУ им. Н.Э. Баумана*

[2] *ООО «3Д Исследования и разработки»*

Рассмотрен проект малобюджетной ракеты-носителя сверхлегкого класса с вытеснительной подачей. Проанализированы достижимые показатели массового совершенства ступеней такой ракеты, удельного импульса двигателей и доли полезной нагрузки. Показано, что создание ракеты на данном принципе ведет к упрощению и удешевлению двигателей за счет усложнения и удорожания системы подачи и баков. Предложено применение низконапорных двигателей, композитных баков и системы наддува на основе подогрева газобалонного гелия газогенератором.

Ключевые слова: *сверхлегкая ракета-носитель, вытеснительная подача топлива, абляционно-завесная теплозащита, массовое совершенство ступени*

В настоящее время ООО «3Д Исследования и разработки» ведет с привлечением специалистов МГТУ им. Н.Э. Баумана разработку ракеты-носителя сверхлегкого класса с массой полезной нагрузки не менее 250 кг на солнечно-синхронной орбите высотой 500 км при стартовой массе не более 20 тонн. Работа над проектом была начата в рамках конкурса НТИ «Аэронет» в 2020 г. и доведена до завершения этапа аванпроекта, получив в процессе оценку АО «ЦНИИмаш» как самого проработанного из представленных на конкурс проектов РН [1]. В настоящее время деятельность по созданию РН поддержана крупным российским инвестиционным фондом, идет согласование с АО «ЦНИИмаш» ТЗ на эскизное проектирование.

Проект опирается на максимальное упрощение применяемых технологий. В нем предусмотрено применение вытеснительной подачи с минимально эффективным давлением (около 15 бар в баках), металлических баков, горячего наддува и двигателей с абляционно-завесным охлаждением. Данные решения нацелены на минимизацию затрат на разработку проекта и снижение удельной стоимости выведения для конкуренции с РН более высокой грузоподъемности. Обоснование технической реализуемости предложенных решений и имеющегося задела представлено в [2].

В качестве топливной пары для РН были выбраны жидкий кислород и керосин. На всех трех ступенях предусмотрено использование двигателя тягой около 2 тс у земли, имеющего высотные модификации с увеличенным сопловым насадком и унифицированную камеру сгорания. В н ем предусмотрено

абляционное охлаждение камеры сгорания, выполненной из наполненных фенольных смол, с дополнительной завесой в районе критического сечения. В смесительной головке ставятся двухкомпонентные центробежные форсунки, спроектированные на минимальный перепад давлений. Управление вектором тяги осуществляется впрыском горючего в закритическую часть сопла. Аналогом и прототипом данного двигателя является прошедший летные испытания Kestrel со второй ступени РН Falcon 1, продемонстрировавший при схожей тяге удельный импульс 327 с и время работы более 400 с, что сопоставимо с двигателем третьей ступени РН «Союз» РД-0110. Данный двигатель значительно уступает РН «Союз» при использовании на первой ступени с укороченным соплом, обеспечивая удельный импульс на уровне не более 200 с против 252 с у РД-108ММ, однако по мере подъема ракеты в менее плотные слои атмосферы этот разрыв быстро сокращается.

Наиболее существенным для реализуемости концепции является массовое совершенство ступеней. Повышение давления наддува по сравнению с РН «Союз» практически в три раза при сохранении тех же проектных решений привело бы к пропорциональному росту сухой массы топливных отсеков и снижению ПН на целевой орбите до 130 кг при полученных расчетных удельных импульсах двигателей, степени расширения сопел которых ограничены в основном компоновочными соображениями.

Основным направлением повышения массового совершенства РН является совершенствование системы наддува по сравнению с РН «Союз». Так, применение гелиевой газобалонной системы наддува с массовым совершенством, достигнутым композитными баллонами ЗАКБ «САФИТ», вместо наддува теплым азотом может обеспечить практически сохранение относительной массы системы наддува на уровне РН «Союз», несмотря на увеличение давления, и тем самым обеспечить увеличение ПН в той же стартовой массе до 200 кг. Дальнейшим развитием данного подхода является подогрев гелия смешивающимися с ним продуктами сгорания газогенератора, что может снизить их сухую массу и увеличить ПН до требований ТЗ даже без снижения массы бака.

Для снижения массы бака в настоящее время прорабатывается использование композитных баков. Проведенные предварительные оценки показывают, что масса несущего алюминиевого бака при данном давлении может составить до 6 % от массы топлива, в то время как для подвесного эта величина может быть снижена до 2,5…3 % [3–4]. Оценка массы несущей композитной конструкции составляет приблизительно 4 % от массы топлива, что в совокупности с прочими рассмотренными ранее решениями дает конструктивную характеристику ракетных блоков РН (число Циолковского) на уровне 10–11, что соответствует уровню РН «Союз», несмотря на повышенное давление наддува.

Проведенные проектно-баллистические расчеты показывают, что при заявленных значениях параметров величина ПН составит приблизительно

265 кг, т. е. требования ТЗ выполняются. Однако возможность достижения сравнительно высокого массового совершенства ступеней за счет предложенных и проработанных решений заставляет также рассматривать дальнейшее увеличение массы ПН посредством использования ЖРД с насосной подачей. В настоящее время совместно с инвестором и АО «ЦНИИМаш» проводятся работы по окончательному формированию проектных вариантов, которые будут проработаны в рамках эскизного проектирования.

Литература

[1] Объявлены итоги второго этапа конкурса на создание ракеты — носителя сверхлегкого класса и межорбитального малого разгонного блока. URL: https://nti-aeronet.ru/blog/2022/05/25/objavleny-itogi-vtorogo-jetapa-konkursa-na-sozdanie-rakety-nositelja-sverhlegkogo-klassa-i-mezhorbitalnogo-malogo-razgonnogo-bloka/ (дата обращения 01.10.2023).

[2] Бечаснов П.М., Ильин А.М. Возможные принципы построения малобюджетной ракеты-носителя сверхлегкого класса. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 5. http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-5-2271

[3] Бечаснов П.М., Дзись-Войнаровский Н.Н., Ильин А.М. Малобюджетный низконапорный жидкостной ракетный двигатель с абляционно-завесным охлаждением. *Перспективы развития двигателестроения. Матер. междунар. науч.-техн. конф. им. Н.Д. Кузнецова: в 2 т.* Самара, Самарский ун-т, 2023, т. 2, 436 с.

[4] Эффективность использования металлокомпозитных баллонов высокого давления в аэрокосмической технике. URL: https://safit.info/cylinder.pdf (дата обращения 01.10.2023).

УДК 629.7

Перспективы создания ракет-носителей легкого и сверхлегкого класса с использованием задела по двигателю РД-107/108

Бечаснов Павел Михайлович bechasnov@mail.ru
Ильин Александр Михайлович linlin82@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены возможности использования двигателя РД-107/108 и его элементов при создании двигательных установок РН легкого и сверхлегкого класса. Этот двигатель имеет минимальную среди российских ЖРД стоимость тяги, и при этом содержит основные и рулевые камеры разных размеров, на основе которых могут быть созданы меньшие двигатели. Он имеет возможности модернизации различного масштаба для повышения удельного импульса, а используемая в его ТНА перекись водорода может быть применена на борту для решения дополнительных задач. Моделирование показывает возможность использования данного задела для РН с грузоподъемностью от 250 кг до более 1000 кг на солнечно-синхронной орбите, не уступающих по технико-экономическим показателям лучшим мировым образцам.

Ключевые слова: *ракета-носитель, двигатель РД-107/108, двигатель на основе рулевой камеры*

Развитие больших группировок малых спутников обуславливает растущую потребность в легких и сверхлегких РН. Они обеспечивают оперативность пуска, возможность выбора целевой орбиты и отсутствие ограничений на пуск КА, которые при попутном или кластерном пуске могут быть сочтены опасными для других КА, а также сравнительно низкую стоимость единичного пуска.

Однако удельная стоимость выведения при их использовании весьма высока, составляя даже для экономически успешной РН Electron более 22 тыс. долл./кг, что в разы выше, чем, например, для РН «Союз-2.1б». Стоимость пуска РН во многом определяется используемыми двигателями. Наименьшую стоимость тяги среди отечественных ЖРД имеет простой и отработанный РД-107/108. Его поставочная цена в 2011 году составляла 30 млн руб. [1], что с поправкой на инфляцию означает современную удельную стоимость тяги на уровне до тысячи рублей за килограмм-силу. При этом среди производимых сейчас ЖРД фактически отсутствуют двигатели тягой несколько тонн для сверхлегких ракет-носителей, особенно их верхних ступеней.

Двигатель РД-107/108А имеет тягу 80–85 тс у Земли и 101–104 тс в вакууме [2], что дает возможность его использования в первой ступени-моноблоке РН со стартовой массой до 50 тонн. При этом расчеты по имеющимся данным показывают, что тяга одной основной камеры будет составлять около 19 тс у Земли, тяга одной камеры рулевого агрегата — около 3 тс соответственно. На основе этих камер могут быть созданы однокамерные

ЖРД, оснащенные ТНА, являющимися отмасштабированными вариантами используемого на двигателе-прототипе.

Степень расширения сопел основных и рулевых камер приблизительно одинакова, что, скорее всего, обуславливает их примерно равный удельный импульс, соответствующий паспортному для двигателя в целом. Двигатель-прототип предназначен для первой ступени, что означает сравнительно невысокую величину удельного импульса для верхних ступеней, при работе в вакууме. Однако температура потока на срезе сопел РД-107/108, согласно термодинамическому расчету, составляет около 1550 К, что позволяет устанавливать на камеры сгорания дополнительные металлические неохлаждаемые сопловые насадки без модификации базовой конструкции. Это позволяет достичь и превысить удельный импульс двигателя РД-0110 [3]

Существует также возможность более глубокой модернизации двигателя, связанной с дожиганием генераторного парогаза в отдельной камере сгорания. Для разработки камеры можно использовать задел 17Д16. Использование перекиси исключает образование сажи в ТНА, как и при использовании метана, и позволяет повысить удельный импульс при наследовании технологий РД-107/108. Расход перекиси при этом должен быть увеличен, чтобы при той же мощности турбины получить приемлемое давление во вспомогательной камере.

Охлаждение вспомогательной камеры общим расходом горючего поможет исключить завесное охлаждение, использованное в 17Д16, и повысить ее удельный импульс. Также возможно испарение жидкого кислорода газогенератором на перекиси водорода и формирование генераторного газа с меньшей долей перекиси, снижающее ее суммарный расход и дополнительно повышающее удельный импульс вспомогательной камеры за счет использования более эффективного окислителя.

Предварительные расчеты показывают, что термодинамический удельный импульс подобной «полузамкнутой» схемы может отличаться от полноценной замкнутой только на единицы или доли процента, а оптимальное давление в основной камере превышает 100 бар (при использовании испарения жидкого кислорода газогенератором в тракте ТНА — 200 бар) в отличие от оптимальных для открытой схемы ~60 бар. На основании предложенной схемы модернизации возможно создание многоразового двигателя с высоким удельным импульсом, равноценного с новыми изделиями с замкнутой схемой и газогенератором на основных компонентах, и обладающего выигрышем по соотношению между ценой и качеством.

Наличие на борту РН запаса перекиси водорода также позволяет обеспечить с его помощью зажигание основного двигателя через каталитическое разложение, создание рулевых двигателей для управления ступенями, а также автономного газогенератора для подогрева вытеснительного газа.

С использованием данных подходов был проработан ряд проектов РН легкого и сверхлегкого класса. Следует отметить, что первый проект подоб-

ного типа, РН «Адлер» должна была выводить на орбиту 700–1000 кг с использованием двух ступеней, на первой из которых предусматривалось применение РД-108, а на второй — его рулевой камеры [4].

Проектно-баллистическое моделирование показывает, что минимальной конфигурацией РН на основе элементов РД-107/108 является двухступенчатая ракета массой около 18 тонн, на первой ступени которой установлено 9 двигателей на основе рулевой камеры, на второй — один с дополнительным сопловым насадком. Масса полезной нагрузки при этом составляет около 250 кг на солнечно-синхронной орбите высотой 500 км, если массовое совершенство ракетных блоков приблизительно соответствует РН «Союз».

Максимальная рассмотренная конфигурация является трехступенчатой массой 100 т, на первой ступени используется семь двигателей на базе основной камеры РД-107/108, на второй — один такой двигатель, на третьей — один на базе рулевой камеры. Масса ПН на той же орбите при этом составит порядка 1,5 т, что соответствует показателям более тяжелой двухступенчатой РН «Союз-2.1в». Глубокая модернизация двигателя способна далее улучшить эти показатели.

Таким образом, использование элементов двигателя РД-107/108 может позволить создание семейства легких и сверхлегких РН, перекрывающих весь практически значимый диапазон масс ПН ниже обслуживаемых РН «Союз-2.1в» и «Ангара-1.2». При этом низкая стоимость базового двигателя снизит цену пуска и облегчит ценовую конкуренцию как с РН того же класса, так и с более грузоподъемными изделиями.

Литература

[1] *Двигатель РД-108А*. URL: https://ecoruspace.me/%D0%A0%D0%94-108%D0%90.html (дата обращения 01.10.2023).

[2] *ЖРД РД-107 и РД-108 и их модификации*. URL: http://www.lpre.de/energomash/RD-107/index.htm (дата доступа 01.10.2023).

[3] *РД-0110*. URL: https://kbkha.ru/deyatel-nost/raketnye-dvigateli-ao-kbha/rd0110/ (дата обращения 01.10.2023).

[4] *Легкая ракета «Адлер»*. URL: https://spacelin.ru/proekty/legkaya-raketa-adler/ (дата обращения 01.10.2023).

УДК 621.4

Особенности расчета местной прочности камер жидкостных ракетных двигателей, изготовленных с помощью 3D-печати

Шестерня Владимир Ильич shesternyavova@yandex.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Рассмотрены особенности расчета местной прочности камер жидкостных ракетных двигателей, которые изготавливаются методами аддитивных технологий. Показано влияние процесса аддитивного производства на свойства используемых материалов. Приведены отличия от расчетов, применяемых для камер двигателей, изготавливаемых традиционными методами. Результаты исследования необходимо учитывать при проектировании и производстве жидкостных ракетных двигателей инновационными методами 3D-печати.

Ключевые слова: *аддитивные технологии, жидкостный ракетный двигатель, расчет местной прочности, коэффициент запаса прочности*

Камера жидкостного ракетного двигателя (ЖРД) является ответственным узлом, который обеспечивает создание тяги двигателя, поэтому она должна отвечать высоким требованиям прочности и надежности. Наиболее распространенной конструкцией камер с охлаждающим трактом являются камеры с фрезерованными ребрами, при этом оболочки имеют большое число связей, обеспечивающих высокую жесткость и прочность камеры [1].

При конструировании камеры производятся различные расчеты, один из которых — расчет на местную прочность камеры. Под местной прочностью подразумевается способность каждого элемента выдерживать нагрузки без разрушения [2]. Расчеты местной прочности камеры разделяются на следующие виды:

– проверка местной прочности внутренней оболочки;

– проверка прочности связей;

– проверка прочности спая.

В настоящее время начинают использоваться инновационные методы создания камер ЖРД — аддитивные технологии (АТ), позволяющие создавать монолитные конструкции сложных форм, в связи с этим имеется необходимость разработки адекватной методики расчета на прочность без учета фактора паяного шва.

Вместе с этим необходимо учитывать фактор снижения удельных прочностных характеристик деталей по сравнению с исходным материалом [3]. Как показывают исследования, механические характеристики деталей, изготовленных из жаропрочного сплава Inconel 718 SLM-методом, превосходят свойства литых аналогов, но уступают свойствам материала после горячей прокатки [4].

Проверка местной прочности внутренней оболочки проводится следующим образом:

Внутренняя оболочка может разрушаться путем среза материала между связями или изгибом. Проверка прочности оболочки на срез выполняется, если расстояние между связями не превышает толщину внутренней стенки более чем в 4 раза. Напряжение среза находится по формуле:

$$\tau_{ср} = l\,(p_ж - p_г)/2\delta_{st},$$

где l — расстояние между связями; δ_{st} — толщина внутренней стенки камеры; $p_ж$ — давление жидкости в охлаждающем тракте; $p_г$ — давление продуктов сгорания.

Коэффициент запаса прочности находится по формуле $n_в = 0{,}8\sigma_в/\tau_{ср} \geq n_N$, где $\sigma_в$ — предел прочности внутренней стенки при рабочей температуре; n_N — нормативный коэффициент запаса прочности.

Следует иметь в виду, что конструкции с большим количеством связей имеют пренебрежимо малую величину изгибной деформации участка оболочки между соседними связями, поэтому расчет на изгиб можно не проводить.

Проверка прочности связей проводится следующим образом:

1. В связях осуществляется двухосное напряженное состояние из-за относительно малой площади поперечного сечения по сравнению со стенками. Под действием давления охладителя и разности давлений охладителя и продуктов сгорания в камере на связи действуют сжимающие и растягивающие напряжения. Интенсивность напряженного состояния в связи находится по формуле

$$\sigma_i = \sqrt{((p_ж l - p_г t)/\delta_г)\,2 + (-p_ж)\,2 + p_ж(p_ж l - p_г t)/\delta_r},$$

где t — шаг между ребрами; δ_r — толщина ребер. Условие прочности связей имеет вид $n = \sigma_в/\sigma_i \geq n_{N/}$

На режиме гидропрессовки давление продуктов сгорания равняется нулю, $\sigma_в$ принимается для нормальной температуры (t = 20 °C). Давление жидкости, являющееся суммой потерь давления при движении охладителя в тракте охлаждения, перепада давления на форсунках и давления в камере сгорания, увеличивается примерно в 1,5 раза по сравнению с рабочим режимом.

Помимо аналитических расчетов теплопрочностное состояние камеры можно прогнозировать при помощи метода конечных элементов. Для его реализации существуют различные программные комплексы, а для сокращения размерности задачи разработана методика таких расчетов [5–6].

Таким образом, рассмотренные способы позволяют оценить камеру ЖРД по критерию прочности. Основным отличием камер, изготовленных с помощью АТ, от камер, изготовленных традиционными методами, является отсутствие паяных соединений, соответственно, расчеты на прочность спая не проводятся, что сокращает объем расчетных работ при проектировании ЖРД и способствует повышению общей надежности изделия.

Литература

[1] Зинатов А.Ю. Расчет на прочность камеры сгорания ракетного двигателя. *StudNet*, 2022, № 2, с. 870–879.

[2] Журавлев В.Ю. *Динамика и прочность ракетных двигателей*. Красноярск, СибГУ им. М.Ф. Решетнева, 2017.

[3] Ушакова Е.С., Арефьев К.Ю., Заикин С.В., Полянский А.Р., Исаков В.В. Анализ теплопрочностного состояния цилиндрической камеры сгорания, изготовленной с использованием аддитивных технологий. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2020, № 2 (719), с. 68–79. https://doi.org/10.18698/0536-1044-2020-2-68-79

[4] Грязнов М.Ю., Шотин С.В., Чувильдеев В.Н. Физико-механические свойства и структура сплава Inconel 718, полученного по технологии послойного лазерного сплавления. *Вестник Нижегородского университета им. Н.И. Лобачевского*, 2014, № 4–1, с. 46–51.

[5] Короткая О.В. Расчет циклически симметричных конструкций методом подконструкций в конечно-элементном комплексе ANSYS. *III Междунар. конф. молодых ученых по современным проблемам материалов и конструкций: сб. ст.* Улан-Удэ, БГУ им. Доржи Банзарова, 2019, с. 335–339.

[6] Короткая О.В., Гаврюшин С.С. Методика расчета и проектирования сверхсложных конструкций с помощью метода конечных элементов и метода подмоделей на примере камеры сгорания ЖРД. *Проблемы прочности, пластичности и устойчивости в механике деформируемого твердого тела. VIII Междунар. науч. конф.: тез. докл.* Тверь, ТвГТУ, 2015, с. 152–155.

УДК 629.7

Проектирование лунного челночного взлетно-посадочного корабля

Мартыненкова Екатерина Вадимовна martyynenkovaev@student.bmstu.ru
Журавлев Михаил Юрьевич zhuravlev_mihail_2002@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проведено проектирование основных систем взлетно-посадочного корабля, задачей которого является транспортировка грузов и экипажа между лунной космической станцией и поверхностью Луны. Посадочный корабль состоит из кабины экипажа с двигательной установкой системы аварийного спасения, грузового отсека и маршевой двигательной установки. Предложена модульная система взаимозаменяемых отсеков корабля. Рассмотрены несколько возможных вариантов компоновочных схем, проанализированы требования к модернизации взлетно-посадочного корабля, а также аварийные ситуации.

Ключевые слова: *лунный космический аппарат, компоновка, лунная гало-орбита, двигательная установка, посадочные шасси*

Освоение Луны является одной из первостепенных задач современной космонавтики. Требованием для возможности осуществления колонизации является наличие обитаемой базы на лунной поверхности. Для ее строительства, обслуживания и эксплуатации требуется наличие сообщения лунной базы с лунной орбитальной станцией. Для реализации данной задачи возможно применение челночного взлетно-посадочного корабля. Данный аппарат многоразового использования рассчитан на совершение регулярных перелетов между лунной космической станцией и поверхностью Луны, осуществляя транспортировку грузов и экипажа.

В данной работе считается, что челночный корабль курсирует между уже созданной на орбите Луны станцией и функционирующей (но находящейся в состоянии активной стройки) лунной базой. База расположена возле кратера Шеклтон на Южном полюсе Луны. Станция находится на орбите типа NRHO, относящейся к классу гало-орбит.

На первом этапе разработки были определены факторы, определяющие облик челночного взлетно-посадочного корабля. Рассмотрены несколько компоновочных схем аппарата, включающие в себя взаимное расположение отсеков и их форму, геометрию топливных баков [1]. Для каждой из них были установлены предварительные массогабаритные характеристики. На основе полученных данных была выбрана оптимальная компоновочная схема, учитывающая удобство обслуживания и функционирования корабля.

Аппарат состоит из следующих основных отсеков: кабина экипажа, численность которого составляет четыре человека; грузовой отсек, рассчитанный на массу полезной нагрузки (ПН) до 10 тонн; приборно-агрегатный отсек (ПАО), включающий в себя маршевую двигательную установку (ДУ). На си-

ловой ферме ПАО расположены четыре основных посадочных шасси. До осуществления первой посадки на Луне шасси находится в сложенном состоянии, далее конструкция развертывается и фиксируется в рабочем положении на протяжении всей последующей эксплуатации аппарата [2, 3]. В случае возникновения аварийной ситуации на активном участке взлета с лунной поверхности предусмотрено наличие системы аварийного спасения (САС), состоящей из твердотопливных двигателей, осуществляющих увод кабины экипажа от основной части корабля, а также ДУ САС, задачей которой в зависимости от ситуации является вывод кабины экипажа на орбиту или ее прилунение. В связи с этим необходимо наличие дополнительных посадочных шасси, расположенных на отсеке аварийной двигательной установки. На верхнем шпангоуте кабины экипажа расположен стыковочный узел, размещение ПН в грузовом отсеке осуществляется через две створки. Диаметр кабины экипажа и грузового отсека на этапе проектных расчетов принят 3,5 м, диаметр ПАО — 4 м.

ДУ корабля, использующие жидкое топливо, работают на паре НДМГ + АТ. Самовоспламеняющееся топливо позволяет упростить конструкцию и обеспечить многоразовое включение. В качестве исполнительных органов для управления вращательным движением используются ЖРД малой тяги с вытеснительной подачей [2]. ДУ САС представляет собой восемь шар-баллонов по два на каждый компонент и четыре — на гелий, которым производится наддув баков. Для увеличения удельного импульса маршевого двигателя и ДУ САС предполагается использование легких металлических присадок к топливу. Ввиду необходимости хранения в условиях космоса, в качестве альтернатив основной топливной паре рассматриваются топлива на основе хлорной кислоты и НДМГ или перекиси водорода и бороводородов.

Отличительной особенностью аппарата является модульная система, подразумевающая возможность замены грузового отсека и кабины экипажа на другие различные модули. ПАО содержит маршевую ДУ, двигатели малой тяги, а также все приборы системы управления, поэтому данный отсек может работать полностью в автономном режиме, а его соединение с частью аппарата, содержащей грузовой отсек и кабину экипажа, осуществляется через стыковочное устройство. В итоге есть возможность перестыковки ПАО к другим модулям для транспортировки различных видов грузов. Данное решение обусловлено следующим соображением: опыт создания космических сооружений, предназначенных для долговременного пребывания людей, показывает, что во время их эксплуатации, а тем более во время их постройки, доставка грузов беспилотными кораблями осуществляется чаще, чем полет пилотируемых аппаратов. Поэтому, кроме описанного выше пилотируемого модуля, включающего в себя кабину экипажа, следующим модулем является грузовой отсек повышенной вместительности, необходимый для доставки на поверхность Луны исключительно ПН, причем ее масса в данном случае будет составлять уже 20 тонн, что в два раза больше, чем для грузового отсека

пилотируемого модуля. Для транспортировки топлива на поверхность Луны предлагается использовать третий, топливный модуль, представляющий собой грузовой модуль, переработанный для перевозки жидких компонентов топлива, необходимых для обеспечения взлета космических аппаратов с поверхности Луны.

Все отсеки корабля, а также силовые элементы конструкции были рассчитаны на прочность и устойчивость, таким образом, были определены геометрия силового подкрепления, толщины оболочек, а также диаметры стержней ферменных конструкций. Проработан состав отсека кабины экипажа, составлена его компоновочная схема, учитывающая эргономические и массогабаритные параметры. Составлен список возможных аварийных ситуаций, выработаны меры по их предупреждению, в связи с этим внесены дополнения в конструкцию корабля [4].

Исследована динамика и прочность основного и дополнительного посадочного шасси космического аппарата в момент его контакта с лунной поверхностью [5]. Проанализировано влияние параметров упругодемпфирующих элементов конструкции на перемещения, возникающие при различных скоростях посадки [6]. Определены внутренние усилия в стойках шасси, необходимые для расчета на прочность.

Литература

[1] Хартов В.В., Ефанов В.В., ред. Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных исследований. В 3 т. Т. 2. Москва, МАИ-ПРИНТ, 2014.

[2] Vaughan C.A. Apollo Reaction Control Systems. *AIAA Paper*, 1968, vol. 566, pp. 1–14.

[3] Weixiong R.G. Preliminary Design of Reusable Lunar Lander Landing System. Master's Thesis. Lulea University of Technology, Sweden, 2017, 85 p.

[5] Феоктистов К.П., ред. *Космические аппараты*. Москва, Воениздат, 1983.

[6] Deng-Yun Yu, Ze-Zhou Sun, He Zhang. *Technology of Lunar Soft Lander*. Springer, Space Technology Library, Singapore, 2022. https://doi.org/10.1007/978-981-15-6580-9

УДК 629.785

Исследование вопросов роевого взаимодействия робототехнических средств с целью создания задела для построения лунной базы

Косенкова Анастасия Владимировна[1] TarasovaAV@laspace.ru, SPIN-код: 7389-0324
Белоножко Павел Евгеньевич[2] BelonozhkoPE@laspace.ru, SPIN-код: 7444-6650
Гордиенко Евгений Сергеевич[1] GordienkoES@laspace.ru, SPIN-код: 7908-1736
Симонов Александр Владимирович[1] SimonovAV@laspace.ru, SPIN-код: 1955-8562

[1] *АО «НПО Лавочкина»*

[2] *Филиал АО «НПО Лавочкина» в г. Калуга*

Показана актуальность разработки и дальнейшего использования робототехнических средств при построении лунной базы. Рассмотрены вопросы взаимодействия робототехнических средств, предложен вариант реализации программных алгоритмов с модульной архитектурой для роевого взаимодействия роботов. Проведено тестирование, подтверждающее возможность эффективного выполнения поставленных задач робототехнической системой.

Ключевые слова: *роевое взаимодействие, робототехнические средства, исследования Луны, лунная база*

В настоящее время создание робототехнических средств исследования Луны и решение вопросов их взаимодействия особенно актуально с точки зрения создания задела для построения лунной базы в будущем. Зарубежными коллегами из США, Китая, Индии, Японии и ОАЭ уже реализованы или проектируются миссии по исследованию окрестности Южного полюса Луны с целью поиска и добычи водных ресурсов: Чанъэ-3, -4, -5 (успешно реализованы); VIPER (планируется к реализации); Hakuto-R с луноходом Rashid (потерпел неудачу); Чандраян-3 (реализован успешно). В России также проводятся научно-технические и опытно-конструкторские работы в рамках ФКП 2016–2025 гг. [1], предполагающей создание ряда космических аппаратов (КА) для проведения углубленных исследований Луны, а также создание необходимого задела для полномасштабного исследованияе ее поверхности после 2025 года. Первый этап лунной программы России предусматривает запуск автоматических КА, следующим этапом будет создание лунной базы и средств для обеспечения ее функционирования.

Лунная база предполагает наличие различного рода робототехнических средств, взаимодействующих между собой, и одной из ключевых задач, которую предстоит решить при создании такой базы, будет проработка сценариев их взаимодействия.

В настоящей работе рассматривается один из возможных сценариев такого взаимодействия — поиск и добыча запасов водяного льда при помощи робототехнических средств [2, 3]. Разрабатываемая система должна обеспечи-

вать работу не менее двух роботов, в данной работе рассмотрены планетоход-доставщик и планетоход-разведчик, а также предусматривать обеспечение их роевого взаимодействия [4].

Для реализации программных алгоритмов в работе используется ROS (Robot Operating System) [5] в качестве центрального управляющего звена системы. Она обеспечивает модульную архитектуру, которая позволяет разрабатывать планетоходы в виде набора независимых узлов, т. е. небольших программных модулей. Эти узлы могут выполнять различные функции и легко комбинируются, что позволяет повторно их использовать для решения различных задач. ROS предоставляет механизмы для обмена данными в системе посредством специальных информационных узлов — топиков. Благодаря этим возможностям управления аппаратными ресурсами и распределенной обработки ROS обеспечивает одновременную обработку всех поступающих данных [6].

Система также предоставляет возможность визуализации всех процессов с помощью графической среды Rviz, в которой находятся инструменты по построению карты местности и редактированию маршрутов робототехнических средств. ROS имеет свойство обратной совместимости с ROS2, что в перспективе позволит реализовать роевое взаимодействие робототехнических средств без изменения текущей архитектуры.

В ходе работы было проведено тестирование робототехнической системы: тестирование прототипов на условном полигоне с имитацией лунного грунта и проверка разработанных алгоритмов для движения планетоходов, обнаружения запасов водяного льда и забора проб грунта, транспортирования объектов, а также совместной работы планетоходов. Результаты тестирования подтверждают, что робототехническая система способна эффективно выполнять поставленные задачи.

Литература

[1] *Основные положения Федеральной космической программы 2016–2025 гг.* URL: https://www.roscosmos.ru/22347/ (дата обращения 15.09.2023).

[2] Лопота В.А., Юревич Е.И. Экстремальная робототехника и мехатроника. Принципы и перспективы развития. *Мехатроника, автоматизация, управление*, 2007, № 4, с. 37–42.

[3] Юревич Е.И. *Основы робототехники*. Санкт-Петербург, БХВ-Петербург, 2010.

[4] Иванов Д.Я. Использование принципов роевого интеллекта для управления целенаправленным поведением массово-применяемых микророботов в экстремальных условиях. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2011, № 9, с. 70–78.

[5] Lentin J., Cacace J. Mastering ROS for Robotics Programming. Design, build, and simulate complex robots using the Robot Operating System. Birmingham, Packt Publishing Ltd., 2018.

[6] Koubaa A. *Robot Operating System (ROS). The Complete Reference (Volume 1). Studies in Computational Intelligence*. Springer, 2016, vol. 625. https://link.springer.com/content/pdf/10.1007/978-3-319-26054-9.pdf

УДК 629.7

Проблемно-ориентированный подход при внедрении аддитивных технологий в космической отрасли

Павлова Татьяна Петровна vptp52@mail.ru
Панасенков Валерий Петрович valery.panasenkov@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрены актуальные задачи, стоящие перед космической отраслью России, в среде глобальной цифровизации промышленного производства. Особенностью космической техники во всем мире остается ее чрезвычайно высокая стоимость. Для космической отрасли остается актуальной задача снижения себестоимости продукции при условии обеспечения ее высокого уровня качества. Следствием широкого применения информационных и интеллектуальных технологий актуальным становится широкое внедрение аддитивных технологий, позволяющих решить эту задачу. Предложен проблемно ориентированный подход к решению этой задачи.

Ключевые слова: *аддитивное производство, цифровизация, информационные технологии*

Развитие производительных сил в обществе неизменно сопровождается переходом количественных изменений в качественные. Идея размещения информации не только в цифровом формате, но и на материальном бумажном носителе подвела к идее использования принтера как средства размещения вещества в трехмерном пространстве. Вместо отделения вещества от исходной заготовки возникла идея добавления вещества по определенному закону для получения изделия. Таким образом, возник термин «аддитивная технология» (*англ*. — additive technology).

Аддитивные технологии настолько кардинально изменяют природу современного производства, что в последние десятилетия они стали неотъемлемым элементом научно-технического прогресса.

К настоящему моменту методы распределения вещества в трехмерном пространстве стали объектом изобретательской и инновационной деятельности в инженерном деле. Разработаны определенные технологи аддитивного производства, основанные на различных видах исходного вещества, таких как металлических, полимерных, керамических и т. д. [1].

Аддитивные технологические процессы в сочетании с компьютерными системами проектирования и инженерной разработки изделий машиностроения гармонично вписались в законченную цифровую систему управления жизненным циклом любого вида продукции, в том числе и космической.

Универсальный характер аддитивного технологического оборудования позволяет просто исключить из жизненного цикла изделия фазу технологической подготовки производства, повысить гибкость производства, сократить производственный цикл изготовления изделия, исключить значительный

объем характерных для космической отрасли ручных работ и тем самым снизить себестоимость продукции в десятки раз, и обеспечить высокую стабильность показателей качества [2].

Достоинством аддитивных технологий является возможность повысить эффективность опытно-конструкторских работ, за счет снижения сроков и затрат на изготовление опытных образцов изделия или его частей для проведен испытаний.

Разработка новых аддитивных технологий требует проведения серьезных фундаментальных и прикладных исследований, что требует значительных инвестиций. Общие перспективы развития аддитивных технологий таковы, что, если в период с 2014 по 2026 год ожидается увеличение капиталовложений в аддитивные технологи примерно в 10 раз и достигнуть величины 44,5 млрд долларов США [3]. Правительством Российский Федерации одобрена стратегия развития аддитивных технологий на период до 2030 года, в соответствии с которой объем российского рынка аддитивных технологий ожидается на уровне до 58 млрд руб. [4].

Космическая отрасль считается одной из наиболее перспективных отраслей, где аддитивные технологии бурно развиваются, определяя до 18 % объема применения аддитивных технологий [5].

Практика показывает, что простое выведение средств на развитие передовых технологий малоэффективно. Необходимо выявлять принципиально важные проблемы в области космической техники и разрабатывать и создавать новые изделия с использованием новых аддитивных технологий целевого назначения. Под эти цели необходимо концентрировать усилия ученых и инженеров в рамках проектирования новых аддитивных технологий, разрабатывать новые конструкционные материалы с учетом новых технологий изготовления, проектировать новое технологическое оборудование, разрабатывать программное обеспечение процессов инженерной разработки и производства.

Примером такого проблемно-ориентированного подхода стал опыт НПО «Энергомаш» внедрению аддитивных технологий в производство двигателей РД191 и РД171МВ [6]. Эта работа, находящаяся пока на стадии экспериментальных исследований, обещает повысить конкурентоспособность перспективных российских ракет носителей Ангара и Союз-5.

Изготовление летной матчасти в открытом космосе, может позволить снять ограничения на массу и размеры космических аппаратов. Идеальным технологическим решением такой задачи может стать аддитивная технология. Именно поэтому развивается новое направление в области аддитивных технологий — трехмерная печать в условиях невесомости или микрогравитации.

Актуальность и значимость этой задачи в области космонавтики неявно подчеркнута в стратегии развития аддитивных технологий в Российской Федерации. Одним из ключевых направлений научно-технического развития

планируется разработать и промышленно освоить «концепции автономного производства в космосе (создание конструкций из металла в космическом пространстве и в условиях напланетной инфраструктуры, печать зданий для напланетных баз из реголита, аддитивные технологии для добычи полезных ископаемых, 3D-биопечать в условиях открытого космоса и напланетных баз)» [4].

Исходя из этого тезиса напрашивается необходимость развития таких фаз одобренной уже в России программы создания постоянно обитаемой базы на Луне, как:

1) осуществление забора и доставки на Землю образцов лунного грунта риголита для исследования и разработки технологий строительства сооружений методами аддитивных технологий;

2) доставка на поверхность Луны технологического оборудования для строительства первых сооружений лунной базы.

Предварительный анализ показывает, что наличие ракеты носителя Ангара-5 и опыт российской промышленности в области космических исследований позволяет успешно решить эту задачу в условиях ограниченных ресурсов. Это позволит не просто развивать аддитивные технологии, а эффективно применить их для решения актуальных задач освоения космического пространства и укрепить авторитет российской космической отрасли на мировом уровне.

Литература

[1] Зленко М.А., Попович А.А., Мутылина И.Н. *Аддитивные технологии в машиностроении*. Санкт-Петербург, Политехнический ун-т, 2013.

[2] Thomas D.S., Gilbert S.W. Costs and Cost Effectiveness of Additive Manufacturing. A Literature Review and Discussion. NIST, 2014.
http://dx.doi.org/10.6028/NIST.SP.1176 (дата обращения 15.10.2023).

[3] *3D-Printing Trend Report 2022. Market changes and technological shifts in the 3D printing market*. URL: https://4075618.fs1.hubspotusercontent-na1.net/hubfs/4075618/020%203DP%20Trend%20report%202022_DEF(April%202022).pdf (accessed 15.10.2023).

[4] *Стратегия развития аддитивных технологий в Российской Федерации на период до 2030 года*. Распоряжение Правительства Российской Федерации от 14 июля 2021 г. № 1913-р. URL: https://www.garant.ru/products/ipo/prime/doc/401404208/ (дата обращения 17.10.2023).

[5] *Аддитивные технологии для машиностроения: мировой рынок и наилучшие практики*. Материалы круглого стола проведенного общероссийской общественной организацией «Деловая Россия» 2 марта 2021 года. URL: https://mendeleev.vc (дата обращения 17.10.2023).

[6] НПО «Энергомаш»: детали российских ракетных двигателей планируется «выращивать». *Аддитивные технологии*, 2024, № 1. URL: https://additiv-tech.ru/publications/npo-energomash-detali-rossiyskih-raketnyh-dvigateley-planiruetsya-vyrashchivat.html (дата обращения 17.10.2023).

УДК 621

Основные положения модели летней эксплуатации малого космического разгонного блока

Кислицкий Михаил Иванович mksl21@mail.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Представлены результаты исследования вопросов летной эксплуатации малых космических разгонных блоков (МРБ). Показано, что применение МРБ и больших разгонных блоков имеет существенные различия. Определены факторы, влияющие на порядок использования МРБ. Разработана схема использования МРБ, включая возможное дополнительное использование в качестве космического аппарата после завершения транспортной миссии. Оптимизация использования МРБ удовлетворит потребности широкого спектра потребителей его услуг и максимизирует прибыль владельца.

Ключевые слова: *малый космический разгонный блок, малый космический аппарат, полезная нагрузка, дополнительное использование, космическая услуга*

В настоящее время в рамках конкурса группы Аэронет Национальной технологической инициативы проводится разработка малого космического разгонного блока (МРБ) массой 80 кг [1, 2]. МРБ является нетрадиционным изделием, и его создание и эксплуатация требуют решения новых научно-технических задач.

Исследования выявили существенные отличия процессов летной эксплуатации МРБ и больших разгонных блоков (РБ). Так, существует большая разница в отношении массы полезной нагрузки (ПН) к массе РБ. Для больших РБ это соотношение составляет 0,1–0,2, а для МРБ ≤ 2.

В настоящее время среди выводимых на орбиты ПН до 80 % составляют малые космические аппараты (МКА). Из них большая часть — наноспутники формата Cubesat 3U массой ~ 4 кг. Следовательно, при максимальной проектной полезной нагрузке разрабатываемого МРБ (150 кг) число транспортируемых им МКА составит до нескольких десятков. Большой РБ транспортирует 1–2 КА. В результате МРБ в большей степени проявляет свойства средства массового обслуживания, для него более характерна потребность в сложных программах перелетов.

При формировании модели летной эксплуатации МРБ необходимо учитывать следующие положения. Необходимо стремиться к максимально эффективному использованию ресурсов МРБ.

Ракета-носитель сверхлегкого класса (РН СЛК) и МРБ разрабатываются совместно как средство для оказания комплексной космической услуги. В связи с этим необходимо учитывать возможности РН СЛК и накладываемые ей ограничения.

В исследуемом МРБ планируется использовать двухкомпонентный газовый ракетный двигатель на кислороде и водороде. Баки с топливом МРБ при заправке будут захолаживаться до 173 К с целью увеличить массу заправляе-

мого топлива. Это накладывает ограничение на время, протекающее от момента отделения связки МРБ-ПН от РН до первого включения двигателя.

Ввиду большого количества транспортируемых и поэтапно отделяемых МКА возможно значительное поперечное смещение центра масс связки МРБ-ПН. В связи с этим оптимальным представляется размещение двигателя на подвижной двухосной платформе [3]. Это обеспечит оперативное перенацеливание вектора тяги и обнуление возникающего возмущающего момента.

Целесообразно использование ступенчатых конфигураций МРБ. Анализ показал, что в головном блоке РН СЛК вместе с ПН можно разместить до трех МРБ и использовать их последовательно. Это позволит реализовывать высокоэнергетические миссии, например, доставку полезной нагрузки к Луне.

После завершения транспортной миссии МРБ остается работоспособным и может быть использован для решения дополнительных целевых задач. Для этого должны быть предусмотрены соответствующие мероприятия технического и организационного характера [4].

Загрузка МРБ как транспортного средства формируется случайным потоком независимых заказов, при этом срок выполнения транспортной операции фиксирован. В результате велика вероятность неполной загрузки. В целях повышения эффективности МРБ целесообразно размещать на борту дополнительные ПН, которые будут функционировать на этапе дополнительного использования МРБ.

Если после завершения миссии у МРБ остается топливо, то следует использовать его для понижения орбиты с целью минимизации загрязнения околоземного космического пространства.

При поступлении заказа на услугу МРБ, проводится формирование комплексной полезной нагрузки, исходя из следующих требований:

– оказать заказанные транспортные услуги в заданный срок;

– обеспечить максимальную загрузку МРБ;

– при наличии резервных возможностей по техническим ресурсам обеспечить решение средствами МРБ дополнительных целевых задач.

Литература

[1] Аванпроект малого разгонного блока AERIS. Приложение 1. Пояснительная записка. Санкт-Петербург, ВНХ-Энерго, 2021.

[2] Кислицкий М.И. Коммерческий малый космический разгонный блок для быстрых перелетов. К.Э. Циолковский. История и современность. Матер. 57 Науч. чтений, посв. разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского: сб. тез.конф. Санкт-Петербург, Эйдос, 2022, с. 257–262.

[3] Горбунов А.В., Кислицкий М.И., Матвеев С.А., Слободзян Н.С. Перспективные области применения в космической технике электромеханических устройств на основе пьезоэлектрических приводов. *XLIV академические чтения по космонавтике: сб. тез.* Москва, 2020, т. 1, с. 86–88.

[4] Кислицкий М.И. Двойное использование космических аппаратов: концепция, технические и экономические аспекты. Санкт-Петербург, Политехника-сервис, 2012.

УДК 629.7

Сравнение систем аварийного спасения, позволяющих использовать собственную энергетику на участке довыведения для увеличения массы выводимого полезного груза

Афанасьева Екатерина Михайловна ekaterina.afanaseva3@rsce.ru
Рассказов Ярослав Владимирович yaroslav.rasskazov@rsce.ru

ПАО «РКК «Энергия»

Рассмотрены варианты систем аварийного спасения (САС), способных к использованию собственной энергетики для довыведения корабля в случае штатного полета ракеты космического назначения. Разработана методика сравнения данных САС. Определены наиболее перспективные для дальнейшей проработки варианты САС.

Ключевые слова: *система аварийного спасения, пилотируемый корабль, полезный груз*

В настоящее время используемые САС пилотируемых кораблей [1–4] заметно влияют на массу выводимого полезного груза корабля, снижая ее. Энергетика отечественной системы спасения [1, 4] не используется в полете [5, 6], либо в случае зарубежных пилотируемых кораблей [2, 3] с жидкостной САС представляет собой пассивную нагрузку на орбите. Ожидается, что применение довыводящей САС в составе пилотируемого корабля увеличит массу его полезного груза по сравнению с существующими САС (для заданной РКН) [7–10]. Основным требованием к таким САС является обеспечение достаточной тяги для спасения экипажа в случае аварийной ситуации и в то же время обеспечение заданной тяги довыведения корабля в штатном полете.

Были предложены несколько вариантов САС, различающихся по типу и расположению относительно ВА и позволяющих использование собственной энергетики САС на участке довыведения с учетом проектных ограничений, при определении которых основной упор был сделан на использование существующих технологий и минимизацию затрат при изготовлении и эксплуатации кораблей [11]. Разработана методика сравнения различных типов САС, в рамках которой использовался метод взвешенной суммы критериев, в результате получено усредненное значение суммы критериев для каждого типа САС по экспертным оценкам.

Определено, что по выбранным критериям наиболее перспективными для дальнейшей проработки вариантами САС являются: «толкающая» САС в виде твердотопливной установки, расположенной в нижней части корабля, а также комбинированная САС, которая включает в себя твердотопливную установку с «тянущей» схемой спасения и в качестве второй ступени САС — жидкостную двигательную установку корабля. Но для пилотируемых кораблей большой грузоподъемности также целесообразно рассмотреть корабль с жидкостной САС, расположенной в ДО (аналог CST-100 Starlner).

Литература

[1] Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва. Ракетный блок аварийного отделения и увода. Схема функционирования и основные характеристики. Параметры движения отделяемых элементов РБАС. Системы разделения РБАС. Технология транспортирования и подготовки РБАС. Королёв, ПАО «РКК «Энергия», 2021, с. 9–11.

[2] *Boeing's Starliner Completes Pad Abort Test for Commercial Crew*. URL: http://www.nasa.gov/news-release/boeings-starliner-completes-pad-abort-test-for-commercial-crew/ (accessed 30.09.2023).

[3] *Пилотируемый космический корабль Crew Dragon*. URL: http://aboutspacejournal.net/пилотируемый-космический-корабль-crew-dragon/ (дата обращения 30.09.2023).

[4] Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва. Транспортный пилотируемый корабль «Союз МС». Аварийное спасение экипажа. Королёв, ПАО «РКК «Энергия», 2011, 40 с.

[5] Хамиц И.И., Лебедев Г.В., Овчинников А.Г., Хомяков М.К., Овсянникова Н.Ю., Евсеенко О.В. Аварийное спасение экипажа пилотируемого транспортного корабля «Союз» на участке выведения. *Космическая техника и технологии*, 2020, № 2 (29), с. 115–129.

[6] Соловьев В.А., Решетников М.Н., Синявский В.В., Шачнев С.Ю. Ракетно-космической корпорации «Энергия» имени С.П. Королёва 75 лет. *Космическая техника и технологии*, 2021, № 2 (33), с. 16–46.
https://doi.org/10.33950/spacetech-2308-7625-2021-2-16-49

[7] Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва. Твердотопливная двигательная установка. Основные характеристики и особенности применения в штатном полете ПКК и при аварии РКН. Королёв, ПАО «РКК «Энергия», 2005, с. 9–13.

[8] Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва. Пилотируемый космический корабль «Клипер». Средства аварийного спасения. Королёв, ПАО «РКК «Энергия», 2005, с. 19–20.

[9] Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва. Многоразовый пилотируемый космический корабль нового поколения. Многоразовая транспортная космическая система «Клипер». Королёв, ПАО «РКК «Энергия», 2006, 39 с.

[10] Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва. *Книга 1. ПТК НП. Исследование облика, анализ конструктивно-компоновочных схем, массовые оценки*. Королёв, ПАО «РКК «Энергия», 2009, с. 42–43.

[11] Шитиков О.В., Давиденко Д.В., Аксютин В.А., Гришин С.А., Стойко С.Ф., Жуков Н.В., Афанасьева Е.М. Разработка предложений по созданию транспортных кораблей и объектов обитаемой инфраструктуры для решения задач пилотируемой космонавтики России в период 2022–2035 годов с учетом проблемных вопросов развития производственной базы предприятий и организаций, привлекаемых к выполнению работ. Научно-технический отчет № 21257301018322170002418 51, 2022, с. 254–285.

УДК 629.7

Анализ перспективных аэродинамических схем одноступенчатого многоразового космического транспортного средства

Бон Александр Филиппович Марат alex.bon.02@mail.ru
Юров Александр Михайлович yurov@list.ru
Титов Дмитрий Михайлович d.titov@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Проанализированы три возможных аэродинамических схем для перспективного одноступенчатого многоразового космического транспортного средства. Приведены аэродинамические компоновки и результаты виртуального аэродинамического моделирования обтекания данных компоновок с помощью прикладного программного комплекса. Определены картины обтекания, аэродинамические характеристики выбранных аэродинамических схем. Намечены пути дальнейших исследований.

Ключевые слова: *аэродинамика, моделирование, космический аппарат*

Исследования аэродинамических характеристик летательных аппаратов, традиционно сложившиеся в аэродинамике, основываются на теоретических и экспериментальных методах [1–3]. Основным инструментом экспериментальных исследований служат различного рода аэродинамические трубы, а также натурные испытания объектов. С их помощью сейчас выполняется основной объем исследований. Однако по мере усложнения техники все яснее проявляются тенденции роста стоимости таких исследований, а также недостаточность получаемой информации из-за своих принципиальных ограничений. Наиболее полную информацию о движении газа и наиболее точные результаты могут дать численные методы, основанные на решении уравнений Навье — Стокса, описывающих обтекание летательного аппарата вязким воздухом. При этом для определения аэродинамических характеристик летательного аппарата не выделяются отдельные части, а рассматривают аппарат как единое целое, т. е. как объект достаточно сложной формы [4–5].

В настоящее время в практике научных и прикладных исследований все чаще используются пакеты прикладных программ. Однако их практическое использование связано с целым рядом проблем, которые исследователь вынужден решать. К ним можно отнести выбор расчетной области и построение соответствующей расчетной сетки, назначение адекватных краевых условий, использование подходящей модели турбулентности и т. д. Иначе говоря, применение пакета требует его тщательного тестирования в решаемом классе задач. В предлагаемой работе оцениваются возможности вычислительного эксперимента по исследованию аэродинамики в широком диапазоне углов атаки, основанного на решении осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса с помощью прикладного программного комплекса применительно

к перспективным аэродинамическим схемам одноступенчатого многоразового космического транспортного средства, выбранным результате анализа прототипов и различных концептов. Для подобного класса аппаратов выбор аэродинамической схемы является одной из наиболее важных задач начального этапа определения проектного облика и в конечном итоге оказывающая значительное влияние на массу полезной нагрузки доставляемой на целевую орбиту. Предлагаемый концепт аппарата предполагает осуществление горизонтальных взлета и посадки с помощью двигателей использующий окислитель из атмосферы. Для минимизации аэродинамических потерь необходимо обеспечить приемлемые взлетно-посадочные характеристики, высокое аэродинамическое качество на этапе выведения с учетом ограничений по внешнему тепловому нагружению, увеличивающемуся с ростом скорости аппарата в плотных слоях атмосферы на этапе разгона при выведении, а также во время спуска с орбиты при входе в атмосферу. Дополнительным ограничением является конечная масса конструкции аппарата. Исследования в виде вычислительного эксперимента (так называемые продувки) в работе выполнялись на разработанных 3D геометрических моделях с целью определения аэродинамических коэффициентов с «неработающими двигателями». Учет эффектов, возникающих от работающих двигателей, при аэродинамическом моделировании представляют значительную сложность, область двигателей нуждается в более точном моделировании. Также нужно отметить, что при аэродинамическом моделировании с работающими двигателями есть серьезная проблема двойного счета — есть риск двойного учета части тяги двигателя, обусловленной перепадом давления на входе и выходе из двигательной установки, как части тяги двигателя и части аэродинамических сил, действующих на аппарат.

В результате проведенных исследований были получены картины обтекания, определены аэродинамические характеристики для выбранных перспективных аэродинамических схем предлагаемого концепта одноступенчатого многоразового космического транспортного средства

Литература

[1] Ярошевский В.А. Вход в атмосферу космических летательных аппаратов. Москва, Наука, 1988.

[2] Головнев А.В., Тарасов А.Л. Исследование аэродинамических характеристик модели маневренного самолета с механизированной передней кромкой крыла с помощью программного комплекса ANSYS Fluent. *Научный вестник МГТУ ГА*, 2015, № 218 (8).

[3] Карафоли Е. *Аэродинамика больших скоростей*. Москва, АН СССР, 1960.

[4] Свирщевский С.Б. *Аэродинамика тонких тел в разряженном газе*. Москва, МАИ, 1994.

[5] Xue Rui, He Xin, Lin Feixing. A survey on the conceptual design of hypersonic aircraft powered by RBCC engine. *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers. Part C. Journal of Mechanical Engineering Science*, 1989–1996, vol. 203–210. https://doi.org/10.1177/0954406220982011

УДК 629.7

Двухэтапная схема оценки показателя надежности специального программного обеспечения автоматизированной системы подготовки данных управления летательными аппаратами

Казаков Геннадий Викторович kgv.64@mail.ru
Котяшев Николай Николаевич knn1941@gmail.com

4 ЦНИИ Минобороны России

Предложен новый метод оценки показателя надежности. Метод основан на использовании основных положений стандартов и включает два этапа. Первый этап связан с оценкой доверительных границ, в которых находится значение показателя надежности программного обеспечения. На втором этапе испытания программного обеспечения направлены на подтверждение требуемого значения показателя его надежности на определенном числе бездефектных испытаний. Для оценки показателя надежности необходимо иметь документальное свидетельство уровня покрытия тестовыми вариантами всей области входных данных из допустимой области и бездефектные испытания проводить на тестовых вариантах заказчика.

Ключевые слова: *надежность, испытания, специальное программное обеспечение, тестовый вариант*

Для оценки показателя надежности специального программного обеспечения (СПО) автоматизированной системы подготовки данных полета летательных аппаратов (АСПД) необходимо выполнение следующих условий:

1. Установленные потребности в СПО определяются основными его функциями и характеристиками, которые задаются в тактико-технических заданиях (ТТЗ) на его разработку, равно как и требуемые значения показателя надежности СПО и доверительной вероятности, на основе которых определяется требуемое количество его испытаний.

2. Спецификации требований к надежности СПО АСПД включают:

– алгоритмы функционирования каждого из компонентов СПО и СПО АСПД в целом;

– эталоны-результаты, определяющие требуемый выходной результат для каждой из функций СПО АСПД, которые позволяют определить правильность выдачи результата компонентом СПО или СПО АСПД в целом;

– допустимые пределы отличия выходного результата каждого из компонентов СПО и СПО АСПД в целом от соответствующих эталонов-результатов;

– язык программирования, используемый для создания исходных текстов СПО АСПД;

– свидетельство о покрытии допустимой области выполняемых функций СПО тестовыми вариантами разработчика.

3. Выбор метрики производится на основании того, что показатель надежности СПО АСПД вычисляется только по результатам его тестирования на вариантах входных данных, соответствующих проверяемым функциям, из допустимой области.

4. В качестве промежуточной продукции рассматриваются отдельные компоненты СПО АСПД, а продукцией — СПО в целом, но не прошедшие этапы тестирования с документальным оформлением результатов.

5. Под измерениями понимается протокол испытаний компонентов СПО или СПО АСПД в целом, где порядковый номер испытаний принимает значения 0 (положительный исход испытания) или 1 (отрицательный исход испытания). Модель процесса оценивания показателя надежности СПО АСПД соответствует стандарту [1, 2] применительно к оценке показателя надежности СПО АСПД. Таким образом, можно считать, что испытания СПО АСПД соответствуют схеме Бернулли. В этом случае в качестве метрики используется значение показателя надежности СПО АСПД в шкале вероятностного типа (0–1).

6. Выделяются два уровня ранжирования выполняемых СПО функций: к первому уровню относятся функции СПО с положительным результатом контроля, а ко второму — с отрицательным. Так как АСПД относится к классу систем критических приложений, то, как таковых уровней выполняемых функций не устанавливается, поскольку все функции должны выполняться в точном их соответствии с предъявленными требованиями.

7. Ранжирование предполагает отнесение полученной оценки показателя СПО АСПД к одному из установленных уровней ранжирования.

8. Критерий оценки надежности СПО АСПД определяется следующим образом. Если СПО прошло все необходимые этапы тестирования на документально зафиксированных тестовых вариантах разработчика и полученное значение его показателя надежности не меньше заданного в ТТЗ значения, то СПО АСПД признается пригодным к проведению государственных испытаний (ГИ). В противном случае разработчик продолжает его тестирование и устраняет выявленные ошибки.

9. На начальном этапе создания СПО АСПД оно может содержать значительное число ошибок, т. е. вероятность проявления этих ошибок достаточно велика. Тестирование отдельных компонентов СПО, автономную отладку, комплексное тестирование и предварительные испытания проводит разработчик. Только качественное тестирование этого СПО позволит достоверно оценить показатель его надежности с требуемой степенью точности (надежности) полученной оценки. В соответствии с требованиями доверия к безопасности [3, 4] качественное тестирование СПО АСПД должно обеспечивать: полноту покрытия (семейство требований тестирования ATE_COV), глубину (семейство требований глубины тестирования ATE_DPT), функциональное тестирование (семейство требований функционального тестирования ATE_FUN), независимое тестирование (семейство требований независимого тестирования ATE_IND).

Предлагаемый метод оценки показателя надежности СПО АСПД представляется двумя этапами, каждый из которых имеет свои особенности.

Первый этап относится к получению оценки показателя надежности СПО по результатам тестирования отдельных компонентов СПО и по результатам его предварительных испытаний на этапе разработки. Особенности этого этапа заключаются в том, что тестовые варианты составляются разработчиком и по этим тестовым вариантам, распределенным по равномерному закону в пределах допустимой области, можно обнаружить значительное число допущенных ошибок. По результатам испытаний вычисляются границы доверительного интервала, в которых заключена неизвестная величина показателя надежности СПО АСПД. Если границы слишком велики, то проводится анализ причин получения отрицательных исходов испытаний и их устранение [5, 6]. После чего проводится серия испытаний компонентов СПО или СПО АСПД в целом, и вновь вычисляются границы доверительного интервала. Процедура продолжается до тех пор, пока оценка показателя надежности СПО АСПД не будет находиться в заданных в ТТЗ пределах.

На втором этапе СПО АСПД считается надежным с требуемым значением показателя надежности. Поэтому на этом этапе определяется не величина показателя надежности СПО АСПД, а необходимое количество бездефектных испытаний, которое гарантирует, что разработанное СПО действительно обладает требуемой надежностью. Второй этап включает ГИ СПО АСПД. На этом этапе должно обеспечиваться выборочное независимое тестирование и полное независимое тестирование оценщиком.

Литература

[1] ГОСТ Р ИСО/МЭК 9126–93. Информационная технология. Оценка программной продукции. Характеристики качества и руководства по их применению. Москва, Госстандарт России, 1993.

[2] ГОСТ 28195–89. *Оценка качества программных средств. Общие положения*. Москва, Издательство стандартов, 1989.

[3] ГОСТ Р ИСО/МЭК 15408-3–2008. Информационная технология. Методы и средства обеспечения безопасности. Критерии оценки безопасности информационных технологий. Часть 1. Введение. Общая модель. Часть 2. Функциональные требования безопасности. Часть 3. Требования доверия к безопасности. Москва, Стандартинформ, 2009.

[4] Лукацкий А. *Обнаружение атак*. Санкт-Петербург, 2001.

[5] Летичевский А.А. Функциональная эквивалентность дискретных преобразований информации. *Кибернетика*, 1969, № 2, с. 5–16.

[6] Вентцель Е.С. *Теория вероятностей*. Москва, Наука, 1984.

УДК 004

Обеспечение качества средств подготовки данных управления летательными аппаратами с использованием метода оценки уровней технологического совершенства

Казаков Геннадий Викторович kgv.64@mail.ru
Котяшев Николай Николаевич knn1941@gmail.com

4 ЦНИИ Минобороны России

Предложен метод оценки показателя качества разработки и ввода в эксплуатацию автоматизированных систем подготовки данных управления летательными аппаратами. Показано, что наибольшую опасность для таких систем представляют ошибки и просчеты, допущенные на начальных этапах жизненного цикла систем, и что они являются следствием не выполнения требований руководящих документов, предписанных к использованию в процессе их разработки и приема в эксплуатацию. В основу метода оценки степени выполнения этих требований в количественном выражении положен аппарат анализа иерархических систем.

Ключевые слова: *автоматизированная система, летательный аппарат, метод оценки, подготовка данных управления, показатели качества, требования*

Процесс создания любой автоматизированной системы управления (АСУ) представляет собой совокупность упорядоченных во времени, взаимосвязанных, объединенных в стадии и этапы работ, выполнение которых необходимо и достаточно для создания АСУ, соответствующей заданным требованиям ГОСТ 34.601–90 Автоматизированные системы. Стадии создания. Основными стадиями разработки концепции АСУ являются стадия разработки вариантов концепции АСУ, стадии технического проектирования и стадия ввода АСУ в действие.

Эффективность любой целенаправленной деятельности в значительной степени определяется качеством решений, принимаемых управляющими органами разных уровней. В связи с этим особое значение приобретает задача совершенствования принципов и критериев принятия решений по оценке и обеспечению эффективности АСУ при решении задач объектом управления.

На *начальной стадии* проектирования — разработке вариантов концепции организационно-технических систем — осуществляется принятие решений по выбору наилучшего варианта системы, определении влияющих факторов и акторов, которое осуществляется в условиях существенной неопределенности [1].

На второй стадии должна быть обоснована и реализована технология разработки и испытаний АСУ, что является необходимым условием обеспечения заданных АСУ функциональных требований.

На третьей стадии оцениваются эксплуатационно-технические характеристики АСУ (оперативность, точность, устойчивость, надежность и т. п.),

и она должна завершиться проверкой адекватности моделей функционирования АСУ результатам ее экспериментальной отработки.

Качество разработки и приема в эксплуатацию АСУ подготовки данных (ПД) управления летательными аппаратами (ЛА), как и любой сложной системы, зависит от многих факторов, среди которых необходимо выявить и обосновать наиболее важные из них, т. е. наиболее значимо влияющие на качество сдаваемой в эксплуатацию системы. Известно [2], что наибольшую опасность представляют ошибки и просчеты, допущенные на начальных этапах жизненного цикла проектируемой или модифицируемой АСУ ПД ЛА — этапе проектирования системы и этапе сдачи ее в эксплуатацию. Однако мера совершенства технологий отработки моделей ПД в АСУ на этапах разработки и приемки АСУ в эксплуатацию до настоящего времени отсутствует.

Обычно качество системы [3, 4], как обобщенная положительная характеристика системы, выражающая степень ее полезности для метасистемы, исследователя или пользователя, определяется по показателям качества.

Показатель качества может быть выражен некоторой интегральной характеристикой. Назовем его показателем технологического совершенства АСУ ПД ЛА, который должен подтвердить, что представленная информация удовлетворяет всем требованиям к содержанию и представлению свидетельств, которые определены Заказчиком в тактико-техническом задании (ТТЗ) на разработку системы.

Постановку задачи определим 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 АСУ ПД ЛА и при приеме ее эксплуатацию.

Фактически для решения этой задачи требуется разработать метод оценки технологического совершенства АСУ ПД ЛА. Предлагается в его основу положить аппарат решения многокритериальных задач, базирующийся на иерархическом анализе систем, разработанный Т.Л. Саати [5, 6].

Основные факторы, от которых зависит качество проектирования и сдачи в эксплуатацию АСУ ПД ЛА, следующие.

Первый фактор (ОПР) — содержание документа «Обоснование проектных решений, определяющих облик системы».

Второй фактор (СТЗ) — «Оценка соответствия проектных решений требованиям ТТЗ на разработку системы».

Третий фактор (КПИ) — «Оценка качества разработанной программы испытаний программного обеспечения (ПО) АСУ ПД ЛА с учетом его особенностей ГОСТ 19.301–79. Единая система программной документации. Программа и методика испытаний. Требования к содержанию и оформлению.

Четвертый фактор (КМИ) — «Качество разработанной методики испытаний программ АСУ ПД ЛА с учетом их особенностей», согласно ГОСТ

16504–81. Система государственных испытаний продукции. Испытания и контроль качества продукции. Основные термины и определения (с изменениями № 1), оценивается документом «Аттестация методики испытаний», в котором отражены вопросы точности и достоверности результатов испытаний программ АСУ ПД ЛА.

Пятый фактор (СПМИ) — «Оценка соответствия проведенных межведомственных испытаний по разработанным методике и программе испытаний программного обеспечения АСУ ПД ЛА».

Шестой фактор (ОД) — «Оценка достоверности результатов проведенных испытаний ПО АСУ ПД ЛА».

Седьмой фактор (СК) — «Оценка совместимости программно-технических средств (ПТС) компонентов АСУ ПД ЛА».

Восьмой фактор (СВС) — «Оценка совместимости ПТС АСУ ПД ЛА и внешних систем».

Как отмечалось выше, эти факторы носят название родовых критериев.

Очевидно, что каждый из перечисленных факторов (критериев) имеет разное влияние на качество системы в процессе ее эксплуатации. Оно в условиях значительной неопределенности может быть получено с использованием метода анализа иерархий [6], используя его дескриптивные (описательные) свойства.

Следующим шагом после получения уровней значимости каждого родового критерия относительно остальных, является определение шкалы, в которой можно оценить значения каждого критерия качества разработки и приема в эксплуатацию различных вариантов новой или модифицируемой АСУ ПД ЛА.

Полный перечень недостатков, присущих процессу разработки и приему в эксплуатацию АСУ ПД ЛА и отмеченных в представленных градациях, позволяет одновременно формировать рациональные технологические требования к начальным этапам жизненного цикла проектируемой или модифицируемой АСУ ПД ЛА и выбрать наилучшие технологии их реализации; в принципе следует стремиться, по возможности, к заданию в ТТЗ на систему всех требований по обеспечению жизнедеятельности системы.

Дальнейшее повышение уровня этого показателя можно увязать с проведением еще нереализованных организационно-технических мер по совершенствованию разработки и приему в эксплуатацию АСУ ПД ЛА.

Отыскание предпочтительного варианта решения осуществляется лексико-графическим перебором всех возможных альтернатив. После чего находится новое (более высокое) значение показателя технического совершенства АСУ ПД ЛА.

Литература

[1] Котяшев Н.Н., Трубачев А.П., Лесин В.А. Иерархический анализ организационно — технических систем на начальном этапе их проектирования. *Двойные технологии*, 2001, № 4, с. 46–49.

[2] Майерс Г. *Надежность программного обеспечения*. Москва, Мир, 1980.

[3] Дружинин В.В., Конторов Д.С. *Системотехника*. Москва, Радио и связь, 1985.

[4] Николаев В.И., Брук В.М. *Системотехника: методы и приложения*. Ленинград, Машиностроение, 1985.

[5] Саати Т.Л. *Принятие решений. Метод анализа иерархий*. Москва, Радио и связь, 1993.

[6] Саати Т.Л. Принятие решений при зависимостях и обратных связях. Аналитические сети. Москва, ЛКИ, 2008.

УДК 629.784

Оценка возможности применения математического моделирования для определения проектных параметров средств ввода проектируемой парашютной системы

Петров Александр Владимирович[1] al20298@mail.ru
Журин Сергей Викторович[1] zhur_serg@rambler.ru
Пешков Руслан Александрович[2] peshkovra@susu.ru

[1] *ПАО «РКК «Энергия»*

[2] *Южно-Уральский государственный университет*

Рассмотрены вопросы проектирования средств ввода парашютной системы на основе математического моделирования динамики процесса. Сформированная математическая модель динамики ввода парашютной системы позволяет оценить кинематические и динамические параметры ввода крышки парашютного контейнера и элементов парашютной системы без учета влияния аэродинамической интерференции. Описаны перспективы применения математического моделирования процесса ввода парашютной системы для определения проектных параметров.

Ключевые слова: *динамика, парашютная система, система ввода, парашютный контейнер, проектирование*

В настоящее время идет активное исследование космического пространства. Зачастую для реализации этих исследований, необходимо обеспечить безопасную доставку человека на околоземную орбиту. При спасении экипажа и обеспечении безопасности важную роль играет надежность используемых средств ввода парашютной системы. При проектировании таких средств необходимо учитывать, что они должны обеспечивать ввод парашютной системы в широком диапазоне скоростных напоров для штатной и аварийной циклограммы, а также углов атаки и крена возвращаемого аппарата.

Одним из важнейших шагов при проектировании средств инициирования является создание математической модели, которая позволит в достаточной мере описать динамику движения крышки парашютного контейнера с учетом влияния внешних силовых факторов. В случаях, если математическое моделирование осуществляется на поздних этапах проектирования, что в свою очередь затрудняет введение изменений в устоявшуюся конструкцию. В соответствие с вышесказанным, для повышения скорости и улучшения качества проектирования имеет смысл использовать упрощенные математические модели, которые позволят приближенно оценивать проектные параметры конструкции средств ввода парашютной системы.

На основе обзора существующих схем ввода парашютной системы [1–4] сформулированы исходные данные для математической модели. В ходе создания математической модели для ранних этапов проектирования рассмат-

ривается процесс движения крышки парашютного контейнера с учетом влияния уздечки вытяжного блока. Математическая модель уздечки представляет собой совокупность материальных точек, связанных между собой упругими связями

Путем решения дифференциального уравнения (1) для материальных точек методом Рунге-Кутта 4-го порядка с учетом влияния аэродинамических сил определены кинематические параметры крышки парашютного контейнера и точек звена парашютной системы.

$$m\frac{d^2\vec{r}}{dt^2} = \vec{F}_{\text{упр.1}} + \vec{F}_{\text{упр.2}} + \vec{F}_{\text{аэр}}, \qquad (1)$$

где $F_{\text{упр.1}} = k\Delta x + f\Delta\upsilon$ ($F_{\text{упр.2}}$ — определяется аналогично); k — коэффициент жесткости; Δx — изменение расстояния между материальными точками уздечки/звена вытяжного блока; f — коэффициент вязкости; $\Delta\upsilon$ — изменение скорости движения между материальными точкам уздечки/звена вытяжного блока; $F_{\text{аэр.}} = C_F S_m q$ — сила аэродинамического сопротивления; C_F — коэффициент аэродинамического сопротивления материальной точки; S_m — площадь Миделя; q — скоростной напор.

Для оценки возможности применения математической модели при определении проектных параметров средства ввода парашютной системы проведен натурный эксперимент на масштабной модели возвращаемого аппарата. Цель эксперимента — определение основных кинематических параметров движения элементов парашютной системы для проведения верификации математической модели

По итогам сравнения результатов эксперимента определены отклонения кинематических параметров математической модели относительно экспериментальных данных. С учетом принятых при моделировании и проведении эксперимента допущений, возникновения случайных факторов, а также учитывая погрешность формул, можно сказать, что такая математическая модель может быть использована для оценки приближенных значений проектных параметров с учетом проведения ее доработки и уточнения модели в части воздействия аэродинамических сил и сил упругости. Таким образом, задаваясь исходными данными и сформировав математическую модель, в достаточной мере отражающую процесс ввода парашютной системы, возможно сформулировать базовые требования к различным параметрам элементов системы: массе, скорости в момент отстрела и форме крышки парашютного контейнера (круглая, эллиптическая, прямоугольная, трапециевидная, квадратная), длине звена вытяжного блока и его сечению (круглое, прямоугольное, квадратное).

Проведенное моделирование ввода парашютной системы в дальнейшем позволит обеспечить раннее определение проектных параметров руководствуясь верифицированными данными на основе расчета.

Литература

[1] Knacke T.W. Parachute Recovery Systems: Design Manual. *Para Pub*., 1992, pp. 209–221.

[2] Pawlikoski T.P. Drogue Mortar Simulation Development and Performance Evaluation. *AIAA Paper*, *AIAA 86–2490*, October 1986.

[3] Рабинович Б.А. Безопасность космонавта при посадочном ударе спускаемого аппарата о грунт. Москва, Книга и Бизнес, 2014.

[4] Петров А.В., Пешков Р.А. Средства инициирования ввода парашютной системы для спасения возвращаемого аппарата на этапе спуска. *XLVII Академические чтения по космонавтике*: *сб. тез.:* в 4 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, т. 1, с. 79–80.

УДК 629.7

Проектный облик низкоорбитального космического аппарата дистанционного зондирования Земли

Соболев Иван Анатольевич sobolevia@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрен возможный проектный облик космического аппарата дистанционного зондирования Земли, предназначенного для эксплуатации на сверхнизких орбитах. Проведен анализ изменения характеристик оптико-электронной аппаратуры в зависимости от высоты орбиты космического аппарата, определены требования к двигательной установке, сформирован конструктивно-компоновочный облик. Выработаны рекомендации по выбору наиболее рационального диапазона разрешения оптико-электронной аппаратуры для размещения на сверхнизких орбитах.

Ключевые слова: *дистанционное зондирование Земли, электроракетные двигатели, оптикоэлектронная аппаратура, низкая орбита, низкоорбитальные космические аппараты*

Одним из путей преодоления трудностей, связанных с созданием оптико-электронной аппаратуры высокого разрешения, является понижение высоты орбиты КА с 500–700 км до сверхнизких высот (200…250 км) [1–2]. В этом случае высокой величины пространственного разрешения возможно достичь с использованием аппаратуры существенно меньшей массы, габаритов и стоимости [3].

Для обеспечения эксплуатации таких КА на протяжении длительного времени необходимо обеспечить поддержание их орбиты. Одно из решений состоит в использовании двигателей малой тяги, позволяющих парировать атмосферное сопротивление [4–5].

В докладе рассматривается конструктивный облик сверхнизкоорбитального КА ДЗЗ с двигательной установкой на основе плазменных двигателей. Предложены основные проектные подходы и технические решения, в частности:

– компенсация аэродинамического торможения КА в атмосфере Земли за счет включения двигательной установки по прошествии определенно числа витков;

– разработка конструктивно-компоновочной схемы КА, обеспечивающей минимальную площадь поперечного сечения КА;

– выполнение корпуса КА в виде удлиненной конструкции с размещением оборудования внутри него в один ряд;

– размещение панелей солнечных батарей на корпусе таким образом, чтобы их рабочие поверхности были ориентированы в зенит, при этом обеспечивается близкий к максимально возможному приток энергии, а влияние площади панелей на площадь миделя минимально;

– размещение двигателей на кормовой торцевой поверхности корпуса таким образом, чтобы их тяга проходила через центр масс КА и была направле-

на по вектору скорости, что обеспечивает создание импульсов коррекции орбиты при сохранении той же ориентации КА, в которой проводится съемка, то есть при минимальном миделе;

– использование аэродинамической системы стабилизации для обеспечения «грубой» ориентации КА в орбитальной системе координат;

– использование оптико-электронной аппаратуры с поворотным зеркалом;

– использование подвижного подвеса поворотного зеркала для точного наведения при съемке и удержания поля зрения аппаратуры на объекте съемки;

– использование двигателя-маховика для управления ориентацией по крену.

В заключение рассмотрен ряд инженерных концепций низкоорбитальных космических аппаратов и соображения по выбору варианта конструкции, наиболее подходящей для реализации в России на современном этапе.

Литература

[1] Чернов А.А, Чернявский Г.М. Орбиты спутников дистанционного зондирования Земли. Лекции и упражнения. Москва, Радио и связь, 2004.

[2] Гарбук С.В., Гершензон В.Е. *Космические системы дистанционного зондирования Земли.* Москва, Издательство А и Б, 1997.

[3] Сенцов Ю.И., Хмельщиков М.В. Зависимость веса космического аппарата дистанционного зондирования Земли от пространственного разрешения съемочной аппаратуры. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2015, № 2, с. 81–88.

[4] Волоцуев В.В. Низкоорбитальные космические аппараты высокодетального наблюдения с длительным сроком существования на рабочих орбитах высотой ниже четырехсот километров. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 12. http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-12-2135

[5] Демин А.В., Денисов А.В., Летуновский А.В. Оптико-цифровые системы и комплексы космического назначения. *Изв. вузов. Приборостроение*, 2010, т. 53, № 3, с. 51–59.

УДК 696/697

Управление температурным режимом элемента конструкции космического аппарата на солнечно-синхронной орбите

Ли Бьюнгхо eibh0314@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Проведена идентификация тепловой мощности путем решения обратной задачи с помощью метода итеративной регуляризации. Разработанный метод может применяться для тепловой математической модели с сосредоточенными параметрами в космическом аппарате на солнечно-синхронной орбите. Для оценки достоверности результатов проведен сравнительный анализ результатов, полученных по представленной методике, и результатов, смоделированных с помощью существующего программного обеспечения SINDA. В данной работе представлен подход к решению обратной задачи с помощью метода итеративной регуляризации при идентификации тепловой мощности.

Ключевые слова: *математическое моделирование, космический аппарат, терморегулирование, обратные задачи теплообмена, тепловая мощность*

Введение. В космической среде система терморегулирования необходима для обеспечения поддержания рабочей температуры компонентов космического аппарата (КА). Обратная задача теплопередачи включает в себя задачу теплового контроля спутников, причем задача теплопередачи имеет математически некорректное решение [1]. Поэтому для решения этих задач изучается множество методов анализа. Методы обратного теплообмена были разработаны и усовершенствованы с помощью различных алгоритмов. Метод обратного анализа с использованием метода Монте-Карло [2] был изучен, но не так много случаев, применимых к теплопередаче. Недавно появился случай применения байесовского метода [3] для инверсной теплопроводности, но его недостатками являются высокая стоимость вычислений и длительное время анализа для получения решения. Кроме того, в случае ранее разработанной модели прогнозирования эффективность прогнозирования зависит от физических свойств (коэффициента теплопроводности) и изменения формы [4], поэтому необходимо разработать улучшенную модель для расширенного применения модели анализа обратной теплопроводности. В данном исследовании проводится идентификация тепловой мощности путем решения обратной тепловой задачи с помощью метода итеративной регуляризации, который является одним из эффективных методов надежного решения обратной задачи [5]. Целью исследования является разработка упрощенного и эффективного теплового расчета для решения обратной задачи.

Методы. Поскольку целью данной работы является создание простого и эффективного алгоритма теплового проектирования, то термоматематическая тепловая модель спутника может быть рассчитана с сосредоточенными параметрами. Кроме того, температурный диапазон для тепловых расчетов

спутников составляет от –200 до +200 градусов, и в этом диапазоне тепловые свойства (теплоемкость, теплопроводность) не сильно меняются с температурой, поэтому параметры могут быть получены путем решения тепловой математической модели с использованием линейной формы параметрического выражения [6]. Упрощенная модель теплообмена с сосредоточенными параметрами сформулирована и решается на базе использования метода итеративной регуляризации задачи нетерминального управления тепловой мощностью внутренних источников. Управляющим значением для метода нормализации является Q, который выполняет итерацию расчета до тех пор, пока разница между фактической и применяемой температурами не перестанет уменьшаться. Разработанная методика была верифицирована на простейшей модели теплообмена в КА на солнечно-синхронной орбите. При решении задачи нетерминального управления регулирующим параметром является тепловая мощность внутренних тепловых источников системы терморегулирования некоторой составной части КА. Для оценки достоверности результатов проведен сравнительный анализ результатов (значения температуры), полученных с помощью представленной методики и результатов, смоделированных с помощью существующего программного обеспечения SINDA.

Результаты. Для определения Q для одного цикла был использован метод итеративной нормализации, и определенное значение Q выглядело как ожидаемый график. Применив полученное значение Q, мы решили математическую модель для определения температуры пяти ключевых компонентов. Мы также построили ту же физическую модель и определили температуру через SINDA, а затем сравнили разницу между расчетными результатами и температурой пяти компонентов в SINDA. Температуры компонентов спутника, подвергнутых термическому анализу, находились в пределах допустимого температурного диапазона.

Обсуждение. Целью данной работы являлась разработка упрощенного и эффективного теплового расчета с использованием линейных, нелинейных и параметрических моделей при применении обратной задачи теплообмена к проблеме теплового контроля спутников. Температуры аналитической модели отличались от трехмерной численной модели, поскольку в ней не учитывалась теплопередача к окружающему оборудованию. Тем не менее, при проведении орбитального теплового анализа с использованием тепловых свойств, определенных на основе аналитической модели, температурные условия работы оборудования были удовлетворены. Кроме того, скорость сходимости алгоритма, используемого для определения Q, достаточно высока. Таким образом, из данного исследования можно сделать вывод, что при разработке спутника, если перед вакуумным экспериментом определить параметры с помощью данной программы, а эксперимент проводить с применением определенных параметров, то скорость эксперимента значительно сократится, что приведет к быстрой и эффективной разработке спутника.

Заключение. В данном исследовании для решения обратной задачи теплопередачи для определения тепловой мощности использовался метод итеративной регуляризации, который оказался эффективным методом для надежного решения задачи теплопередачи. Поэтому при разработке спутника с помощью данного исследования можно ожидать, что если параметры будут определены с помощью этой программы перед вакуумным экспериментом, а эксперимент будет проводиться с применением определенных параметров, скорость эксперимента будет значительно снижена, что приведет к быстрой и эффективной разработке спутника.

Литература

[1] Alifanov O.M. *Inverse Heat-Transfer Problems*. Moscow, Mashinostroenie, 1988.

[2] Mosegaard K., Tarantola A. Momte-Carlo Sampling of Solutions to Inverse Problem. *Journal of Geophysical Research-Solid Earth*, 1995, vol. 100, pp. 12431–12447. https://doi.org/10.1029/94jb03097

[3] Rektorys K. Variational Methods in Mathematics, Science and Engineering. Dordrecht, Reidel, 1980.

[4] Тихонов А.Н., Арсенин В.Я. *Методы решения некорректных задач*. Москва, Наука, 1979.

[5] Викулов А.Г., Ненарокомов А.В. Идентификация математических моделей теплообмена в космических аппаратах. *Инженерно-физический журнал*, 2019, т. 92, № 1, с. 32–45.

[6] Tikhonov A.N., Akimenko V.V., Kal′ner V.D., et al. Planning a physical experiment of determination of the parameters of a material by using mathematical methods. *J. Eng. Phys. Thermophys.*, 1991, vol. 61, no. 2, pp. 941–946. https://doi.org/10.1007/BF00872784

УДК 629.7

Оценка возможности спасения ступеней российских многоразовых ракет-носителей с помощью посадки в море

Бечаснов Павел Михайлович[1] bechasnov@mail.ru
Наумов Александр Владимирович[1] AlexandrNaumov@gmail.com
Наумова Елена Игоревна[2] naumova-elig@yandex.ru

[1] *МГТУ им. Н.Э. Баумана*

[2] *Московский техникум креативных индустрий им. Л.Б. Красина*

Рассмотрена возможность спасения ступеней российских РН с помощью посадки в морскую воду. Для использования доступных России вод прибрежных морей предложена схема выведения с баллистической паузой и промежуточной орбитой с малой высотой апогея. Оценены тепловые и механические нагрузки на ступени РН при повторном входе в атмосферу, описаны преимущества трехступенчатых ракет при использовании средств спасения. Показана возможность спасения всех ступеней РН с помощью парашютной посадки в море и последующей буксировкой к берегу с сохранением высокой доли ПН при выведении.

Ключевые слова: *многоразовые ракеты-носители, посадка в воду*

Посадка в море широко используется в реализованных и перспективных проектах зарубежной космонавтики. В море садились ускорители Space Shuttle и спускаемый аппарат Apollo, предусматривалась посадка в морскую воду ступеней сверхтяжелой РН Sea Dragon. Посадку на морское судно сейчас использует SpaceX, а их двигатель Merlin изначально был предназначен для восстановления после приводнения [1]. В море также падают отработанные ступени европейских, китайских и индийских ракет.

Россия в силу своего континентального положения практически лишена доступа к океану. На типовых дальностях падения ступеней ракет-носителей при прибрежном расположении космодрома находились бы территории других государств, их территориальные воды и воздушные пространства. Поэтому используются в основном наземные поля падения, которые требуют специального режима эксплуатации и рекультивации, а также серьезно усложняют спасение космических средств при посадке.

При выборе места под космодром «Восточный» использовались следующие критерии [2]:

– обеспечение максимально широкого спектра требуемых наклонений орбит, включая минимальное, соответствующее географической широте места запуска, а также 63–65°, 71–72°, 81° и 97°;

– эффективность выведения ПН на геостационарные орбиты;

– отсутствие активных участков полета РН над территориями недружественных иностранных государств си густонаселенными областями страны;

– отсутствие районов падения на территориях иностранных государств или в их территориальных водах, в активно используемых нейтральных водах и вблизи важных пунктов и территорий страны;

– близость развитых путей сообщения;

– наличие производственных и сырьевых ресурсов;

– возможность создания необходимой инфраструктуры.

В результате их применения почти все поля падения нового космодрома также оказались наземными. Анализ этих ограничений показывает, однако, что при ограничении диапазона наклонений орбит возможно формирование морских полей падения и в российских условиях.

Так, наиболее востребованными в России в последнее время являются околополярные орбиты, в т. ч. солнечно-синхронная. На этих орбитах планируется создание перспективной российской орбитальной станции, а также подавляющей части группировки ДЗЗ и связи по программе «Сфера». Также существует возможность выведения на геостационарную орбиту с приполярных опорных орбит с использованием гравитационного поля Луны или суперсинхронной геопереходной орбиты [3]. Эксплуатация же МКС должна прекратиться до срока возможного развертывания многоразового космического ракетного комплекса.

Это дает возможность ограничить рабочие наклонения опорных орбит перспективного многоразового ракетного комплекса величинами, характерными для солнечно-синхронных орбит различной высоты. Такое ограничение позволяет, например, проводить пуски с космодрома «Плесецк» с падением ступеней в море, либо выбрать иную площадку.

Для оптимизации мест падения ступеней в этом случае может быть использована схема выведения с баллистической паузой после конца работы второй ступени. При этом формирование промежуточной орбиты с апогеем в верхней атмосфере (высотой 50…100 км) позволяет уменьшить расстояние падения второй ступени от точки старта до величин порядка тысячи километров. Если первая ступень отделяется при угле тангажа, близком к оптимальному для достижения максимальной дальности, это приводит к расстояниям между точками падения первой и второй ступени в несколько сотен километров, что позволяет сформировать для них единый морской район падения.

Такой район может быть размещен в незамерзающих водах Баренцева моря, а также, принципиально, в водах Каспийского, Охотского, Японского и даже Черного морей. Требование же по отсутствию активного участка над недружественными государствами может быть удовлетворено повышением тяговооруженности третьей ступени.

Здесь рассматривается трехступенчатая схема перспективной многоразовой ракеты, так как она с точки зрения многоразового применения обладает рядом преимуществ перед двухступенчатой:

– размещение на ступенях средств спасения приведет к меньшему снижению ПН;

– вторая ступень будет иметь меньшую скорость, что упрощает ее спасение;

– верхняя ступень будет легче относительно ПН, что делает принципиально возможным и ее спасение и/или упрощение ее орбитального маневрирования вместо использования отдельного РБ.

Для спасения ступеней предлагается использовать баллистический спуск в атмосфере с последующей парашютной посадкой в море. Проведенные оценки показывают, что для первых двух ступеней сжимающие нагрузки при торможении в атмосфере и при контакте с водой при парашютном спуске значительно ниже, чем вес верхних ступеней с ПН при максимальной перегрузке выведения. Также сравнительно низкая скорость первых двух ступеней позволяет использовать сравнительно простую теплозащиту. После приводнения ступень поддерживается на плаву надувными понтонами и затем буксируется в порт для проведения восстановительных работ. Данный подход был успешно использован при спасении твердотопливных ускорителей Space Shuttle и был заложен в проект многоразового жидкостного ускорителя [4].

Принципиально возможным становится и спасение третьей ступени. Как известно, при баллистическом спуске с низкой орбиты масса теплозащиты и средств спасения составляет 20…30 % от массы спускаемого аппарата. Если для второй ступени двухступенчатой РН такой дополнительный вес фактически обнуляет ПН, то для третьей ступени трехступенчатой приводит к потере только около ее трети. Такая многоразовая верхняя ступень с достаточным САС может быть сведена с орбиты в тот же морской район падения, что и первые две, после ожидания окна выдачи тормозного импульса около суток.

Таким образом, проведенные исследования показывают, что использование морских районов падения является реализуемым для перспективных российских многоразовых РН. При ограничении диапазона наклонений орбит выведения для конкретной пусковой площадки может быть использовано для создания полностью многоразового носителя с потерей доли ПН относительно одноразового варианта на тех же технологиях не более нескольких десятков процентов.

Литература

[1] *Race for Next Space Prize Ignites*. URL: https://www.wired.com/2005/01/race-for-next-space-prize-ignites/ (дата обращения 01.10.2023).

[2] *Российские космодромы — путь к звездам*. URL: https://chaltlib.ru/articles/resurs/jubilei_goda/god_rossijjskojj_kosmonavtik/rossijjskie_kosmodromy__put_k_zvezdam/ (дата обращения 01.10.2023).

[3] Белоусов С.В., Ивашкин В.В. Траектории перелета на геостационарную орбиту при использовании гравитационного поля Луны. *Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша*, 2017, 041, 36 с. https://doi.org/10.20948/prepr-2017-41

[4] Benton M. *Reusable, Flyback Liquid Rocket Booster for the Space Shuttle*. URL: https://ui.adsabs.harvard.edu/abs/1989JSpRo..26..252B/abstract (accessed 01.10.2023).

УДК 629.7

Проектирование летательного аппарата и обеспечивающих систем

Юманов Артем Константинович vian.96@mail.ru
Салтыков Вячеслав Анатольевич rojerkill_1998@mail.ru
Голованских Ольга Игоревна golovanskih.osi@gmail.com
Позняк Даниил Русланович a.yumanov02@mail.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

В рамках конкурса «CanSat в России» был создан летательный аппарат МРН-ДЗ для выведения массогабаритного макета на высоту более 1 км. По результатам запуска максимальная высота полета составила 2550 м, максимальная перегрузка составила 11g. Ракета была найдена в 2500 м от места старта. Для обеспечения вертикального старта была разработана легкотранспортируемая стартовая установка. Изготовленная из алюминиевого сплава АД31 данная установка обладает малой массой. В рамках конкурса были выполнены все основные задачи: вывод массогабаритного макета спутника дистанционного зондирования на высоте свыше 1 км.

Ключевые слова: *летательный аппарат, стартовая установка, массогабаритный макет, выведение*

Командой СКБ «Военмех» в рамках подготовки к конкурсу «CanSat в России» в рамках лиги СуперГИРД была выполнена главная задача конкурса — разработка и изготовление ракеты-носителя для выведения массогабаритного макета (МГМ) аппарата ВЛ на высоту не менее 1000 м. В результате работы была изготовлена ракета-носитель МРД-ДЗ.

«CanSat в России» — всероссийский чемпионат среди школьников и студентов, организуемый Воздушно-инженерной школой. Чемпионат состоит из трех этапов, распределенных в течении года: отборочная сессия, весенний зачет, финал чемпионата. В 2023 году этапы проходили соответственно на физическом факультете МГУ им. М.В. Ломоносова, дистанционно и в г. Владимир на территориях ВлГУ и аэродрома Каменово.

МРН-ДЗ представляет собой летательный аппарат, разделенный на четыре отсека: головной обтекатель, блок полезной нагрузки, блок электроники, блок двигателя. Калибр 110 мм, длина 1375 мм и двигатель РДК-2000. Головной отсек содержит парашют и пеленговую систему. Блок электроники отвечает за передачу телеметрии летательного аппарата во время полета. Блок двигателя состоит из упора двигателя и самого двигателя РДК-2000. Блок полезной нагрузки представляет собой цилиндр для размещения массогабаритного макета. Отстыковка головного обтекателя происходит за счет пиропатронов. Корпус ракеты изготовлен из стекловолокна и представляет собой трубу с толщиной стенки 1 мм. Стабилизаторы, головной обтекатель и корпус блока электроники выполнены с применением аддитивных технологий.

Летательный аппарат в предполетном положении

В результате запуска летательного аппарата был произведен отстрел головного обтекателя на высоте 2550 м. Максимальная скорость МРН-ДЗ составила 290 м/с, максимальная перегрузка оставила 11g. Отслеживание ракеты производилось посредством пеленгации. Используя два устройства отслеживания, было получено 10 уникальный координат в разные периоды времени, что позволило составить точную карту и сузить зону поиска до 8 м. Ракета была найдена в 2500 м. от аэродрома на дереве на следующий день после запуска. Использование парашютов из ярко-оранжевой ткани позволило намного быстрее проводить поисковую операцию.

В рамках конкурса также была спроектирована стартовая установка, обеспечивающая вертикальный старт летательного аппарата [1, 2]. Ее конструкция представляет собой сборную профилированную направляющую с установочными опорами. Длина направляющей стартовой установки в сборке составляет 3 м. Для опор использовались алюминиевые трубы с пластиковыми соединителями. Соединители позволили уменьшить число металлических элементов, что положительно сказалось на массе всей конструкции. Стартовая установка выполнена из конструкционного материала АД31 ввиду наименьшей массы конструкции. Использование сборной направляющей, пластиковых соединителей и алюминиевых труб позволило создать стартовую установку, удобную для транспортировки ввиду малой массы, а также эксплуатации оной в полевых условиях [3, 4].

В совокупности разработанные стартовая установка и летательный аппарат позволили выполнить все поставленные задачи в рамках конкурса «CanSat в России».

Литература

[1] Салтыков В.А., Голованских О.И., Позняк Д.Р. Стартовая установка для запуска ракеты с метеорологическим зондом. *Гагаринские чтения-2023. XLIX Междунар. молодежной науч. конф.: сб. тез. докл.* Москва, Перо, 2023, с. 458–459.

[2] Салтыков В.А., Голованских О.И., Юманов А.К., Позняк Д.Р. Разработка стартового стола ракеты-носителя для метеорологического зондирования. *Третья науч.-техн. конф. проектов Центра научно-технического творчества студентов: матер. конф.* Санкт-Петербург, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 2023, с. 36–39.

[3] Романюк Н.Н., Сашко К.В., Агейчик В.А., Оскирко А.И., Вольский А.Л., Клавсуть П.В. *Подъемно-транспортные машины и механизмы.* Минск, БГАТУ, 2015.

[4] Куренков В.И. Конструирование и проектирование изделий ракетно-космической техники. Ч. 2. Основы проектирования ракет-носителей. Самара, Самар. гос. аэрокосм ун-т им. С.П. Королёва, 2012.

УДК 004.3

Методы повышения надежности марсианской экспедиции

Солодкая Елена Викторовна solodkaya@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматриваются методы повышения надежности марсианской экспедиции в составе марсианского посадочного корабля. С учетом многолетнего опыта эксплуатации транспортного корабля «Союз» и станций. Основной критерий — безопасное нахождение и возвращение членов экипажа марсианской экспедиции. В статье предложен вариант марсианского экспедиционного комплекса (МЭК), в состав которого вошли семнадцать модулей, габариты и размеры которого превышают международную космическую станцию (МКС). Подбор модулей осуществлялся с учетом всевозможных нештатных ситуаций, которые могут происходить в процессе марсианской экспедиции. В частности, для повышения надежности экспедиции предусмотрены следующие модули: медико-физиологический (МФМ), гравитационная кабина и прочие. Представлен габаритный теоретический чертеж марсианского посадочного корабля (МПК), входящего в состав МЭК. Марсианский посадочный корабль предназначен для доставки членов экипажа, находящихся на МЭК, на поверхность Марса в заданный район. Для повышения надежности в МПК заложена двухступенчатая взлетная ракета для доставки космонавтов с поверхности Марса обратно на МЭК, которая, будет находиться на орбите искусственного спутника Марса. Рассмотрены варианты с разным количество членов экипажа марсианской экспедиции. Таким образом, оценены совокупность факторов, значительно влияющих на успешность марсианской экспедиции и на массовые характеристики.

Ключевые слова: *марсианский посадочный корабль, марсианская экспедиционная станция*

Проблемы исследования Марса остается актуальной темой, привлекающей ученых с разных стран мира. Цель экспедиции на Марс — создание научно-исследовательской базы. Большое внимание необходимо уделить методам повышения надежности марсианской экспедиции и проработкой всевозможных аварийных ситуациях в процессе экспедиции [1].

В данном случае рассматриваются методы повышения надежности марсианской экспедиции, главным критерием которого является безопасность экипажа с обязательным возвращением на Землю. Данные методы рассматриваются с учетом многолетнего опыта эксплуатации транспортного корабля «Союз» и станций «МКС», «Мир» [2–4].

В состав экспедиции входит марсианский экспедиционный комплекс (МЭК), размеры которого превышают существующие станции и состоит из семнадцати модулей. Необходимо отметить, что важными компонентами повышения надежности марсианской экспедиции являются средства обеспечения поддержания здоровья членов экипажа при длительном нахождении в космической экспедиции. Эти вопросы решают модули МЭК, обеспечива-

ющие безопасность космонавтов, в частности: медико-физиологический модуль, аварийно-радиационный модуль, гравитационная кабина. Также в составе МЭК находится марсианский посадочный корабль, основная задача которого — доставка экипажа на поверхность Марса. Целесообразно высаживать на планету только экспедиционную часть, оставляя марсианскую станцию на орбите спутника планеты. Высадка экипажа на поверхность Марса осуществляется на марсианском посадочном корабле (МПК), в состав которого входит двуступенчатая взлетная ракета, на которой космонавты покинут Марс и вернутся на МЭК. Данные задачи, ставят определенные требования к массовым характеристикам марсианского посадочного корабля, масса которого составляет порядка ста тонн. Проработана возможность варьирования количества членов экипажа в соответствии необходимостью. В качестве двигательной установки при посадке марсианского посадочного корабля используются двигатели мягкой посадки.

Таким образом, в статье рассмотрена совокупность факторов, влияющих на успешность и надежность марсианской экспедиции.

Литература

[1] Мороз В.И., Кержанович В.В., Краснопольский В.А. Инженерная модель атмосферы Марса для проекта Марс-94 (МА-90*). Космические исследования*, 1991, т. 29, вып. 1, с. 3–84.

[2] Зеленцов В.В., Минашин А.Г., Миненко В.Е. и др. Проектирование исполнительных органов систем управления движением космических летательных аппаратов. В 2 ч. Ч. 1. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011, с. 113–114.

[3] Елисеев А.Н., Миненко В.Е., Якушев А.Г., Агафонов Д.Н. Проектный, аэродинамический и термобаллистический анализ спускаемого класса аппарата «Несущий корпус». *Наука и образование МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2015, № 15.
https://doi.org/10.7463/1015.0815132

[4] Мишин В.П., ред. Основы проектирования летательных аппаратов (транспортные системы). Москва, Мир, 1985.

УДК 629.7

Универсальная спутниковая платформа малого класса

Гришин Николай Александрович[1] rawgloss@mail.ru
Пазычев Дмитрий Борисович[1, 2] dpazychev@bmstu.ru
Соловьев Алексей Владимирович[1]
Белов Вячеслав Максимович[1]
Рябико Антон Сергеевич[3] ryabikoas@student.bmstu.ru
Сабанчиева Маргарита Артуровна[4] sabanchievamargarita@yandex.ru
Бойко Дарья Михайловна[5] darya.boyko99@yandex.ru
Преображенская Наталия Дмитриевна[3] natalija.jakovleva03@mail.ru

[1] *МГТУ им. Н.Э. Баумана*

[2] *ООО «ИНТЕГРАЛ»*

[3] *Филиал АО «ЦЭНКИ» НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова*

[4] *АО «ЦЭНКИ»*

[5] *АО «ВПК «НПО машиностроения»*

Представлено техническое предложение универсальной спутниковой платформы малого класса. Универсальность, а также соблюдение принципов модульности и унификации позволяет использовать разрабатываемую платформу для различного назначения с минимальными конструктивными изменениями самой платформы, в основном, касающимися полезной нагрузки. В данном докладе также представлены варианты конфигурации полезной нагрузки.

Ключевые слова: *беспилотные космические системы, низкая околоземная орбита, спутниковая связь, спутниковая платформа, космический аппарат, дистанционное зондирование Земли, унификация и стандартизация*

Введение. В данный момент все большее значение приобретает освоение низких околоземных орбит. Космические аппараты на этих орбитах способны выполнять задачи связи, дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), научные задачи и другие. Для решения задачи ДЗЗ, использовать низкие околоземные орбиты в целом наиболее эффективно. При применении спутниковых систем связи на низких околоземных орбитах, исключается проблема задержки сигнала и становится возможным организовать непрерывную широкополосную высокоскоростную спутниковую связь. Помимо этого, на орбитах высотой 200…250 км возможно фиксировать колебания термосферы вследствие солнечных вспышек, а также неравномерность гравитационного поля Земли с учетом его гармоник и неравномерность магнитного поля Земли.

Для решения вышеуказанных задач предлагается универсальная спутниковая платформа. Соблюдение принципов унификации и модульности позволит с минимальными конструктивными изменениями обеспечивать требования, накладываемые аппаратурой связи, а также значительной части

аппаратуры для дистанционного зондирования Земли и научной аппаратуры (ГОСТ Р 70020–2022 Космическая техника. Интерфейсы и протоколы высокоскоростного межприборного информационного обмена и комплексирования бортовых систем космических аппаратов, ГОСТ Р 52070–2003 Интерфейс магистральный последовательный системы электронных модулей. Общие требования, CEN EN 16603-50-11-2020 Space engineering — SpaceFibre — Very high–speed serial link / European Committee for Standardization, 2020). Таким образом, для создания космических аппаратов для различных назначений, потребуется лишь замена модулей полезной нагрузки и алгоритмическая подстройка программного обеспечения бортового цифрового вычислительного комплекса.

Основная часть. Разрабатываемая универсальная спутниковая платформа малого класса имеет массу в 256 кг и способна нести до 144 кг полезной нагрузки. Предлагается горизонтальная схема компоновки, при этом предлагается применить жесткий герметичный композитный корпус аэродинамической формы для обеспечения пассивной аэродинамической стабилизации [1].

Разрабатываемая универсальная спутниковая платформа состоит из следующих систем:

– система ориентации, навигации, стабилизации и управления движением;
– бортовой цифровой вычислительный комплекс;
– система телеметрии;
– система связи;
– система термостатирования;
– система энергоснабжения;
– полезная нагрузка, в зависимости от выбранной конфигурации.

Система ориентации, навигации, стабилизации и управления движением состоит из датчиков, включающих в себя основной гироскопический измеритель вектора угловой скорости (ГИВУС) среднего класса точности, резервный ГИВУС, грубого класса точности, комплекта астродатчиков, системы спутниковой навигации и исполнительных органов, включающих в себя маршевую двигательную установку, двигатели-маховики и магнитную двигательную установку [2, 3].

Бортовой цифровой вычислительный комплекс является вновь разработанным, на базе радиационного стойкого процессора, с резервированием критических элементов комплекса.

Система энергоснабжения (СЭС) спроектирована с учетом срока активного существования 5 лет, потребляемой мощностью 2100 Вт и временем автономной работы 4 часа.

В качестве приемо-передающей антенны применяется активная фазированная антенная решетка (АФАР). С целью минимизации массогабаритных характеристик было принято решение проектировать АФАР как цифровую решетку.

По каналам курса и тангажа конструктивно предлагается обеспечивать пассивную стабилизацию в устойчивом положении. При этом, как аэродинамическую, так и за счет соблюдения условия устойчивости по каналу рыскания, исходя из моментов инерции космического аппарата.

По назначению, рассматриваются три основных конфигурации:

1) конфигурация для дистанционного зондирования Земли;
2) конфигурация для обеспечения спутниковой связи;
3) конфигурация для научных целей.

Технические характеристики

Элемент	Потребляемая мощность, Вт	Масса, кг
Универсальная спутниковая платформа	1 625,5	256,3
Конфигурация ДЗЗ		
Многозональный сканирующий радиометр	200	80
Передающее устройство	120	9
Комплекс многозональной спутниковой съемки (2 шт.)	7,2	1,5
Суммарно, совместно с платформой	1953,7	347
Конфигурация спутниковой связи		
Бортовой радиотехнический комплекс	200	70
Аппаратура межспутниковой связи	150	5
Суммарно, совместно с платформой:	1975,5	332
Научная конфигурация		
Блок акселерометров	15	1
Блок магнитных датчиков	5,5	1
Блок радиометров	30	7,8
Блок спектрометров ионизации	22	3,5
Датчик тяжелых заряженных частиц	40	15
Суммарно, совместно с платформой	1738	284,6

Заключение. Универсальность разрабатываемой спутниковой платформы достигается за счет подбора оптимального приборного состава, позволяющего эффективно решать различные задачи, с изменением, в основном, лишь полезной нагрузки, в зависимости от конфигурации и за счет модульного принципа компоновки. При этом, разрабатываются вариации форм-факторов для корпусных деталей приборов полезной нагрузки.

Таким образом, разрабатываемая универсальная спутниковая платформа позволит решать широкий спектр задач на низкой околоземной орбите. При этом, унификация и стандартизация ряда элементов платформы позволит облегчить переход на серийное производство космических аппаратов на данной платформе и удешевить стоимость одного космического аппарата.

Для прототипа разрабатываемой платформы предлагается научная конфигурация с дополнительной установкой комплекса многозональной спутниковой съемки.

Литература

[1] Никольский В.В. *Проектирование сверхмалых космических аппаратов*. Санкт-Петербург, Балт. гос. техн. ун-т, 2012.

[2] Васильев В.Н. *Системы ориентации космических аппаратов*. Москва, НПП ВНИИЭМ, 2009.

[3] Мельников В.Н. *Управление ориентацией космического аппарата (обзор)*. Москва, Рукопись, 2011.

УДК 629.7

Построение архитектурной модели орбитальной станции следующего поколения

Павлов Николай Леонидович[1] pavlovnl@mail.ru
Щеглов Георгий Александрович[2] shcheglov_ga@bmstu.ru

[1] *Московский архитектурный институт (государственная академия)*

[2] *МГТУ им. Н.Э. Баумана*

Рассмотрены вопросы формирования новых принципов космической архитектуры в контексте проектирования перспективных орбитальных станций с экипажем в несколько десятков человек. Определены ключевые закономерности в развитии процесса построения пространства жизнедеятельности человека на земле и в космосе при переходе от временного к постоянному (оседлому) пребыванию. Исследован ряд закономерностей в построении устойчивых центрических вертикальных пирамидальных и шатровых структур в различных культурных традициях. Предложен вариант пространственного развертывания орбитальных станций ближайшего поколения и варианты построения общественного пространства в составе ОС.

Ключевые слова: *компоновка, пилотируемая орбитальная станция, космическая архитектура, ортогональное осевое построение, пространство жизнедеятельности человека, общественное пространство, вертикальный образующий угол*

В соответствии с программой освоения космического пространства, заложенной К.Э. Циолковским [1], развитие пилотируемых орбитальных станций (ОС) неизбежно приведет к увеличению численности их экипажа. От одного-двух десятков человек, которых может сегодня принять Международная космическая станция, по мере освоения космического пространства человеком неизбежно будет осуществлен переход к экипажам численностью до сотни человек. В настоящем докладе кратко приведены основные этапы исследования, посвященного вопросам архитектуры данных ОС, проведенного 2012–2023 гг. и представлены его предварительные результаты. Основное внимание уделено пространственному построению ОС при переходе к новому этапу развития: принципиальному увеличению состава ее населения и принципиальному увеличению сроков его пребывания вне Земли.

На первом этапе исследована базовая метрика отечественных и зарубежных пилотируемых космических аппаратов (ПКА) и ОС [2]. Делается вывод о том, что при построении внутреннего пространства ПКА на основе современной эргономики в большинстве случаев естественно соблюдена традиционная антропоморфная метрика.

На втором этапе исследована начальная стадия процесса становления и развития пространства жизнедеятельности создаваемого для себя человеком [3]. По результатам данного этапа можно сделать следующие выводы:

1. Пространство жизнедеятельности на Земле и в космосе на данном этапе эволюционирует по одним и тем же законам.

2. В процессе эволюции пространства жизнедеятельности важное место занимает естественное проецирование природного ортогонального осевого построения тела человека в создаваемые им пространственные и объемные структуры.

На Земле процесс перехода от круглого плана жилища к квадратному происходит с началом производящего хозяйства и оседлой жизни. В космосе переход от круглых структур ортогональным активизируется с появлением человека на борту космического аппарата.

В качестве проектного решения представлено одно из возможных направлений перспективного развития принципа ортогонального осевого построения общей структуры ОС.

На третьем этапе исследованы закономерности построения общественного пространства на Земле и в космосе. Для данного этапа можно сделать следующие выводы:

1. Общественное пространство на Земле строится вокруг смыслового центра, отмечающего вертикальную ось бытия — axis mundi и фиксирующегося различными объектами, часто наделенными сакральным смыслом.

2. Общественное пространство в ПКА находится на начальном этапе своего становления.

В качестве проектных решений предложены компоновочные схемы построения цилиндрического и сферического общественного пространства в составе ОС и ряд вариантов его использования.

На четвертом этапе исследованы закономерности построения открытого общественного пространства на Земле и делается вывод о том, что открытое общественное пространство на Земле также строится вокруг смыслового центра (axis mundi) и фиксирующегося различными объектами, часто наделенными сакральным смыслом.

Предложена компоновочная схема построения внешнего огражденного общественного пространства ОС — «космический двор».

На пятом этапе исследованы традиции построения устойчивых вертикальных пирамидальных и шатровых структур на Земле. Отмечается, что многие важнейшие здания и сооружения в самых разных культурных традициях строились по верхнему образующему углу — углу вертикальной (космической) проекции — «от бога». При этом Оптимальный угол вертикальной (космической) проекции в широком диапазоне заключен в пределах от 40° до 15°. В более узком диапазоне средний показатель колеблется около 30°, то есть приближается к размеру угла, образующего пропорцию «золотого сечения», известную с глубокой древности. Проекционный вариант построения этой пропорции — телесный угол 27°19′34″.

На основании исследования предложено компоновочное решение перспективной ОС в форме пирамиды по внешнему абрису. Выбран оптималь-

ный размер образующего угла при вершине пирамиды — угол проекции «золотого сечения» — 27°18′34″. Предлагается ориентация подобной ОС вершиной на Солнце.

В целом исследования ряда аспектов эволюции пространства жизнедеятельности человека на Земле и в космосе а также практики построения ряда устойчивых структур в различных культурных традициях позволили определить ряд концептуальных оснований для проектирования ОС следующего поколения. Предложена перспективная архитектурная модель ОС, и модель общественного пространства в ее составе. Предложенная компоновка обладает осевой структурой, создающей привычную для человека ортогональную систему координат из трех осей, исходящих из общего центра. Такая система способна служить для устойчивой ориентации человека в масштабе станции и вне ее. Также привычной для человека выступает принцип стабильной ориентации продольной оси ОС на Солнце.

Литература

[1] Tsiolkovsky K. *The Aims of Astronautics*. Athena University Press, 2004.

[2] Щеглов Г.А., ред. *Основы компоновки бортового оборудования пилотируемых космических аппаратов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020.

[3] Павлов Н.Л. *Архитектура. Введение в профессию*. Москва, Архитектура-С, 2019.

УДК 629.7

Марсианский посадочный корабль в составе марсианского экспедиционного комплекса в пилотируемом варианте

Солодкая Елена Викторовна solodkaya@bmstu.ru
Струнков Артем Павлович tema10785@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлен оригинальный вариант спускаемого аппарата, входящего в атмосферу Марса с орбиты искусственного спутника Марса, класса несущий корпус с повышенным аэродинамическим качеством для совершения маневра в атмосфере Марса, а также мягкой посадки на поверхность Марса с дальнейшем разворачиванием марсианской взлетной ракеты, на которой экипаж должен покинуть поверхность Марса и вернуться на борт марсианского экспедиционного комплекса. Оценены геометрические, аэродинамические, баллистические, тепловые параметры такого марсианского посадочного корабля, с использованием программного обеспечения, рассмотрены массовые характеристики и предложены некоторые варианты использования корабля вне данной экспедиции в виде челночной доставки беспилотных марсианских посадочных кораблей на поверхность марса для обеспечения повышенной надежности марсианской экспедиции.

Ключевые слова: *марсианский посадочный корабль, вход в атмосферу Марса*

В предложенной статье рассматривается весьма актуальная проблема организации пилотируемой марсианской экспедиции.

Одним из важнейших составляющих элементов марсианской экспедиции является марсианский посадочный корабль, в котором экипаж осуществляет посадку на поверхность Марса [1]. В данном случае марсианский посадочный корабль является средством доставки на поверхность Марса не только экипажа, но и марсианской взлетной ракеты, на которой экипаж должен покинуть поверхность Марса и вернуться на борт марсианского экспедиционного комплекса. Это порождает основные трудности в разработке такой конструкции, поэтому в приведенной статье изучается транспортный космический корабль (марсианский посадочный корабль, далее МПК) марсианской экспедиции класса несущий корпус экипажем порядка четырех человек, с марсианской взлетной двухступенчатой ракетой, для самостоятельного покидания экипажем марсианской поверхности.

В статье определены кинематические характеристики МПК при спуске в атмосфере Марса при заданных краевых условиях входа и построены тепловые карты для последующего анализа, рассмотрены геометрические, аэродинамические, баллистические параметры такого марсианского посадочного корабля, оценены массовые характеристики [2, 3].

В настоящее время большое внимание уделяется программам исследования Марса. Полеты на Марс, несомненно, являются одним из наиболее пер-

спективных направлений космонавтики. Изучение красной планеты представляет большой интерес как для науки, так и для прочих отраслей. В качестве перспективных целей освоения Марса рассматривается в первую очередь постройка на планете постоянной научно-исследовательской обитаемой базы. Приоритетной задачей сотрудников базы будет изучение непосредственно Марса, его спутников Фобоса и Деймоса. И как будущая цель исследовательской базы, изучение астероидного пояса, и Солнечной системы. Конечно же, целью является и добыча ресурсов. Марс может оказаться достаточно богат минеральными ресурсами, причем из-за отсутствия свободного кислорода в атмосфере возможно наличие на нем богатых месторождений самородных металлов: меди, железа, вольфрама, рения, урана и золота. Однако, несмотря на все перспективы, доставка полезного груза на поверхность планеты сопряжена с огромным количеством проблем, бросающих вызов современной космонавтике. Как в случае автоматической, так и в случае пилотируемой миссии потребуется соблюдать некоторые условия спуска, например, отсутствие длительных или резких перегрузок, отсутствие излишнего нагрева спускаемого аппарата, а также избежание слишком высоких скоростей, ввиду особой сложности затормозить аппарат в разряженной атмосфере Марса. Соблюдение подобных условий необходимо для сохранения целостности и работоспособности оборудования и, в перспективе, здоровья экипажа, участвующего в миссии.

Предполагается использование аппаратов всевозможных масс, форм и размеров [4]. Соответственно, каждый возможный спускаемый аппарат обладает уникальными характеристиками, предполагающими различные благоприятные условия входа в атмосферу для последующей безопасной посадки. Определить такие условия с абсолютной точностью не представляется возможным ввиду огромного количества влияющих факторов и условий спуска. В таком случае предполагается использование допущений и упрощенных моделей атмосферы, способствующих снижению сложности расчетов. Однако даже в таком случае предполагаемый расчет невозможен без использования программного обеспечения.

В данной работе предлагается рассмотрение возможной реализации анализа и расчета кинематических характеристик спускаемого аппарата в атмосфере Марса, посредством решения системы дифференциальных уравнений, учитывающей характеристики предполагаемого аппарата и краевые условия входа. Таким образом, при единоразовом задании краевых условий возможен анализ лишь одной траектории, что не является достаточным для выявления наиболее благоприятных условий входа.

Для решения поставленной проблемы предлагается построение тепловых карт, основанных на целом диапазоне краевых значений. Такие тепловые карты могут быть построены для любых зависимостей, что позволяет анализировать и выявить примерные краевые значения входа, при которых заданный аппарат сможет совершить безопасный и оптимальный вход в атмосфе-

ру. В заключение стоит сказать, что Марс — одно из наиболее перспективных направлений исследований и возможных полетов.

Один из наиболее сложных вопросов — вход аппарата в атмосферу, а именно поиск оптимальных условий входа, обеспечивающих безопасный полет и посадку. Для поиска данных решений предполагается использование программного обеспечения, решающих систему дифференциальных уравнений и предоставляющих массив данных, удобных для последующего анализа.

В итоге были получены оптимальные характеристики по геометрическим, аэродинамическим, баллистическим, тепловым параметрам марсианского посадочного корабля с учетом поставленных задач, а именно совершения маневра в атмосфере Марса, а также мягкой посадки на поверхность Марса с дальнейшем разворачиванием марсианской взлетной ракеты, на которой экипаж должен покинуть поверхность Марса и вернуться на борт марсианского экспедиционного комплекса.

Литература

[1] Мороз В.И., Кержанович В.В., Краснопольский В.А. Инженерная модель атмосферы, Марс-94 (МА-90). *Космические исследования*, 1991, т. 29, вып. 1, с. 3–84.

[2] Елисеев А.Е., Миненко В.Е. Проектный, аэродинамический и термобаллистический анализ спускаемого при баллистическом анализе аппарата класса «Несущий корпус». *Наука и Образование МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2015, № 10, с. 88–125. https://doi.org/10.7463/1015.0815132

[3] Лох У. Динамика и термодинамика спуска в атмосфере планет. Москва, Мир, 1966.

[4] Долгополов Г.А. Основные вопросы баллистического проектирования космических спускаемых аппаратов в аналитической постановке. Королёв, РКК Энергия, 1997.

УДК 629.7

Повышение точности оценки напряженно-деформированного состояния элемента трубопроводной системы летательного аппарата с поверхностной трещиной

Гиорбелидзе Михаил Георгиевич m.giorbelidze@ssau.ru
Халитов Булат Ленарович b.khalitov@vk.com

Самарский университет

Проведено математическое моделирование напряженно-деформированного состояния участка трубопроводной системы летательного аппарата с дефектом в виде поверхностной трещины. Получена зависимость допускаемого внутреннего давления для участка трубопроводной системы летательного аппарата с дефектом в виде поверхностной трещины, учитывающего концентрацию напряжений в зоне с дефектом. Проведен сравнительный анализ разработанного способа и известных способов определения допускаемого давления для участка трубопровода с поверхностной трещиной с результатами численного моделирования в ANSYS.

Ключевые слова: *математическое моделирование, трубопроводная система, летательный аппарат, поверхностная трещина, допускаемое давление, напряженно-деформированного состояние*

Развитие авиационной техники, создание околозвуковых и сверхзвуковых летательных аппаратов с увеличенной грузоподъемностью привели к значительному повышению требований к надежности их систем, влияющих на безопасность полетов. Гидравлическая система самолета является одной из таких функциональных систем [1].

Гидравлические приводы незаменимы в системах наводки радарных поисковых установок с самонаведением, к быстродействию которых предъявляются особо высокие требования. Благодаря возможности обеспечения больших усилий в совокупности с малыми габаритными размерами и массе рулевые приводы широко применятся в системах бустерного управления многих типов летательных аппаратов (ЛА). На современных ЛА гидравлические системы обеспечивают также работу таких важных функциональных систем, как система уборки и выпуска шасси, торможения, система управления поворотом передней опоры шасси. Гидравлические приводы используются для регулировки частоты вращения электрогенераторов переменного тока при возможных колебаниях частоты вращения приводных двигателей. Помимо этого, гидравлические системы нашли широкое применение в различном наземном оборудовании, обслуживающем летательные аппараты, в том числе в системах заправки топливом, подъемниках, лебедках, транспортерах и в других устройствах [1].

На трубопроводы летательных аппаратов действуют следующие основные нагрузки: внутреннее давление, температурные воздействия, монтажные

нагрузки, вибрационные нагрузки, пульсация внутреннего давления и аэродинамические силы. Большинство отказов в ЛА связаны с элементами трубопроводных систем из-за различных дефектов, среди которых на первый план выходят поперечные и продольные поверхностные трещины [1, 2].

Для определения допускаемого внутреннего давления участка трубопровода с поверхностной трещиной используется большое количество способов, основанных на разных критериях [1–16]. Однако среди них можно выделить два наиболее распространенных. Первый — Modified B31G [3], разработанный американской ассоциацией инженеров ASME нашел широкое распространение среди зарубежных компаний, занимающихся оценкой прочности конструкций с дефектами в виде трещин. Второй способ [4] имеет статус стандарта организации и разработан для ПАО «Газпром», является обязательным для всех газотранспортных обществ и партнеров, осуществляющих инжиниринговую деятельность, связанную с комплексным обследованием и диагностикой магистральных газопроводов не только на территории Российской Федерации, но и за ее пределами.

Способ B31G [3] не обладает достаточной точностью и не учитывает переход материала в зоне поверхностным дефектом из зоны упругих деформаций в зону пластического деформирования. Способ консервативный и основан на теории предельного состояния, которая учитывает только кольцевые напряжения без продольной составляющей, в результате чего нет возможности учета температурных составляющих.

Способ [4] обладает недостаточной точностью определения допускаемого давления и не способен учесть недопустимые микропластические деформации в зоне с поверхностным дефектом, которые способствуют дальнейшему росту трещины и накоплению микроповреждений, приводящих к разрушению конструкции. Как и в предыдущем случае, способ опирается на теорию предельного состояния, которая учитывает только кольцевые напряжения без продольной составляющей, в результате чего нет возможности учета температурных составляющих.

Учитывая основные недостатки выше приведенных методик, разработан новый способ расчета допустимого внутреннего давления для участка трубопровода с поверхностной трещиной. Преимущество предложенного способа заключается в том, что более точно учитывается геометрия поверхностной трещины и на основе этих данных рассчитываются кольцевая и продольная составляющая от действия внутреннего давления, тепловых нагрузок и смещения оси трубопровода в процессе монтажа и эксплуатации. Расчет допускаемого внутреннего давления с учетом этих факторов позволяет предотвратить появление пластической деформации в стенке поврежденных участков трубопроводов и не допустить дальнейший рост трещины, разрушающей конструкцию.

Проведено математическое моделирование напряженно-деформированного состояния участка трубопроводной системы летательного аппарата

с дефектом в виде поверхностной трещины по методикам [3, 4], по предлагаемой методике, а также численными методами в ANSYS Mechanical. Проведен сравнительный анализ разработанного способа и известных способов определения допустимого давления для участка трубопровода с поверхностной трещиной с результатами численного моделирования в ANSYS Mechanical. Расчетные значения по предложенному способу оказались наиболее близкими к результатам численного моделирования, наибольшая относительная погрешность не превышает 14 %. Относительные погрешности для способов аналогов могут достигать для случаев трещин с большой глубиной 42 и 51 % соответственно.

Литература

[1] Захаров А.С., Сабельников В.И. *Авиационное гидравлическое оборудование*. Новосибирск, НГТУ, 2017.

[2] Рудаченко А.В., Саруев А.Л. *Исследование напряженно-деформированного состояния трубопроводов*. Томск, Томский политехнический университет, 2011.

[3] ASME B31G–2009. Manual for Determining the Remaining Strength of Corroded Pipelines. New York, ASME, 2009.

[4] СТО Газпром 2-2.3-173–2007. Инструкция по комплексному обследованию и диагностике магистральных газопроводов, подверженных коррозионному растрескиванию под напряжением. Москва, ВНИИГАЗ, 2008.

[5] Глушков С.В., Скворцов Ю.В. Моделирование поверхностной трещины в тонкостенной конструкции. *Математическое моделирование и краевые задачи. Шестая Всерос. науч. конф. с международным участием: сб. тр.* Самара, СамГТУ, 2009, ч. 1, с. 236–238.

[6] Глушков С.В., Скворцов Ю.В. Моделирование несквозных поверхностных трещин в тонкостенных конструкциях. *Вестник СГАУ*, 2011, № 3–4 (27), с. 187–191.

[7] Глушков С.В., Перов С.Н., Скворцов Ю.В. Нормирование трещиноподобных дефектов в стенках трубопроводов. *Заводская лаборатория. Диагностика материалов*, 2012, т. 78, № 3, с. 54–56.

[8] Глушков С.В., Перов С.Н., Скворцов Ю.В. Сравнение результатов решения задачи механики разрушения для трубы с несквозной трещиной. *Вестник ПНИПУ. Механика*, 2014, № 3, с. 36–49. https://doi.org/10.15593/perm.mech/2014.3.03

[9] Логинов О.А., Мисейко А.Н. Моделирование напряженно-деформированного состояния участка магистрального трубопровода с трещиноподобным дефектом. *Вестник Самарского государственного технического университета Сер. Физико-математические науки*, 2008, № 1 (16), с. 164–166.
https://doi.org/10.14498/vsgtu592

[10] Перов С.Н., Скворцов Ю.В., Цапурин К.А. Коэффициенты интенсивности напряжений для труб с несквозными трещинами. *Известия Самарского научного центра РАН*, 2008, т. 10, № 3, с. 905–910.

[11] API RP–579–1. *ASME FES. Fitness for service*. American Petroleum Institute, 2007.

[12] Chen W., Sutherby R.L. Crack Growth Behavior of Pipeline Steel in Near-Neutral ph Soil Environments. *Metallurgical and Materials Transactions A*, 2007, vol. 38, iss. 6, pp. 1260–1268. https://doi.org/10.1007/s11661-007-9184-8

[13] Мураками Ю. Справочник по коэффициентам интенсивности напряжений. Москва, Мир, т. 2, 1990.

[14] *Structural Integrity Assessment Procedures for European Industry*. Final Revision, EU Project BE 95-1462, Brite-Euram Programme, 1999.

[15] *Assessment of the Integrity of Structures Containing Defects*. Report R6 Revision 4. British Energy Generation Ltd., Gloucester, UK, 2000.

[16] Шабанов К.Ю., Васьков И.В., Холодков С.А., Гиорбелидзе М.Г. Способ определения допускаемого внутреннего давления для участка линейной части магистрального трубопровода со стресс-коррозионной трещиной. Патент РФ № 2603884, МПК F16L 58/00, 2016.

УДК 536

Анализ термомеханического состояния теплозащиты баллистического спускаемого аппарата при возвращении с низкой опорной орбиты Земли и охлаждении после посадки

Зарубин Владимир Сергеевич zarubin_vs@bmstu.ru
Леонов Виктор Витальевич lv@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

При возвращении с орбиты космические аппараты испытывают высокие тепловые нагрузки. Эти нагрузки за счет высокой неравномерности создаваемого ими поля температур могут привести к повреждению или даже разрушению поверхности аппарата. В работе проанализированы различные варианты исполнения пакета теплозащитного покрытия, содержащего слой, выполненный из материала с высокой степенью анизотропии теплопроводности. Определены температурное и напряженно-деформированное состояния теплозащитного покрытия на всем протяжении спуска, а также во время охлаждения аппарата на поверхности Земли после посадки.

Ключевые слова: *анизотропный материал, баллистическая капсула, многослойное теплозащитное покрытие, напряженно-деформированное состояние, пирографит, температурное состояние*

Атмосферный участок возвращения спускаемых аппаратов с низкой опорной орбиты Земли сопряжен с высокими тепловыми нагрузками. Эти нагрузки ввиду высокой неоднородности распределения плотности тепловых потоков могут привести к образованию на поверхности аппаратов локальных зон с повышенной температурой, что может вызвать как повреждение поверхности, так и ее разрушение [1]. Используемые в настоящее время теплозащитные покрытия, как правило, характеризуются достаточно низкими значениями коэффициентов теплопроводности, а соответственно не могут отвести избыток тепловой энергии и обеспечить сохранность поверхности [2–4]. Внутренний объем они обычно защищают за счет своей абляции и все той же низкой теплопроводности. Для решения данной проблемы целесообразно использовать в составе теплозащитного покрытия материалы, обладающие высокой степенью анизотропии теплопроводности [5–7], что позволяет перераспределять тепловые потоки и выравнивать температурное поле на поверхности.

В предшествующих работах было показано, что анизотропное теплозащитное покрытие может предотвратить повреждение поверхности аппарата под действием тепловых нагрузок, но сохраняется вероятность механических повреждений вследствие возникающего при изменении температурного поля напряженно-деформированного состояния. Данная вероятность сохраняется не только на участке наиболее интенсивного теплообмена, но и на всем протяжении спуска. Кроме того, после посадки аппарата на поверхность Земли и на протяжении осуществления комплекса мероприятий по его поиску, воз-

можно превышение температуры внутри аппарата сверх допустимых для груза или экипажа значений вследствие перераспределения тепловой энергии в процессе охлаждения. Описанный выше комплекс проблем является предметом рассмотрения данной работы.

В качестве объектов в данной работы рассматриваются капсулы сегментально-конической формы с массами 5 и более тонн, осуществляющие спуск с низкой опорной орбиты Земли по баллистической траектории. Лобовой теплозащитный щит аппаратов представляет собой сферический сегмент, состоящий из силовой оболочки, выполненной из титанового сплава ОТ-4, и многослойного теплозащитного покрытия, состоящего из последовательных слоев пиролитического графита УПВ-1Т и керамического материала на основе кварцевых волокон типа ТЗМК. Последний выполняет роль внутренней теплоизолирующей подложки, пирографит — основной материал теплозащиты, обладающий высокой степенью анизотропии теплопроводности. В случае расширения коридоров входа и, как следствие, появления возможности превышения рабочей для пирографита температуры 2200 K к пакету теплозащиты может быть добавлен слой стеклоуглерода СУ-2500, предназначенный для защиты пирографита от перегрева в период максимальной интенсивности теплообмена. Кроме того, поскольку и пирографит, и стеклоуглерод активно окисляются в воздухе, на внешнюю поверхность лобового щита нанесен тонкий слой антиокислительного покрытия, выдерживающего температуру до 2500 K в течение не менее 200 с [8, 9]. Теплофизические характеристики этого покрытия, в виду его малой толщины, в проведенных расчетах не учитываются, за исключением коэффициента собственного излучения.

Для оценки влияния характеристик материалов теплозащитного покрытия рассмотрены различные соотношения толщин слоев УПВ-1Т и ТЗМК. Совместный расчет температурного и напряженно-деформированного состояний проведен с использованием метода конечных элементов. Влияние изменения внешних обводов аппарата при изменении напряженно-деформированного состояния на аэробаллистические характеристики в расчете не учитываются. В качестве граничного условия использовано распределение плотности теплового потока, определяемой по траекторным параметрам при помощи разработанного специального программно-математического обеспечения [10]. При определении плотности теплового потока учитываются изменения характера теплообмена и режимов обтекания по поверхности покрытия.

По результатам проведенных расчетов проведен анализ температурного и напряженно-деформированного состояния теплозащитного покрытия баллистических аппаратов различной массы, осуществляющих спуск с низкой опорной орбиты Земли. Анализ провед ен для всего атмосферного участка траектории, включая парашютный этап и охлаждение после посадки. Проанализировано влияние различных толщин слоев теплозащитного покрытия на изменения температурного поля и напряженно-деформированного состояния теплозащитного покрытия и силовой оболочки аппарата.

Литература

[1] Dimitrienko Y., Zakharov A., Koryakov M. Coupled problems of high-speed aerodynamics and thermomechanics of heat-shielding structures. *Journal of Physics: Conference Series*, 2018, vol. 1141, no. 1, art. 012094.
https://doi.org/10.1088/1742-6596/1141/1/012094

[2] Авдуевский В.С., Кошкин В.К., ред. *Основы теплопередачи в авиационной и ракетно-космической технике*. Москва, Машиностроение, 1992.

[3] Attetkov A.V., Vlasov P.A., Volkov I.K. Steady-state temperature field in a separator system featuring active thermal protection with anisotropic properties. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Natural Sciences*, 2020, no. 90, pp. 4–19. 10/18698/1812-3368-2020-3-4-19

[4] Землянский Б.А., ред. *Конвективный теплообмен летательных аппаратов*. Москва, ФИЗМАТЛИТ, 2014.

[5] Формалев В.Ф., Колесник С.А., Селин И.А. О сопряженном теплообмене при аэродинамическом нагреве анизотропных тел с высокой степенью анизотропии. *Тепловые процессы в технике*, 2016, т. 8, № 9, с. 388–394.

[6] Зарубин В.С., Леонов В.В., Зарубин В.С. мл. Нагрев сегмента шарового слоя анизотропного теплозащитного покрытия. *Тепловые процессы в технике*, 2019, т. 11, № 12, с. 556–563. https://doi.org/10.34759/tpt-2019-11-12-556-563

[7] Зарубин В.С., Кувыркин Г.Н., Савельева И.Ю. Теплопроводность текстурированного композита с анизотропными пластинчатыми включениями. *Композиты и наноконструкции*, 2015, т. 7, № 1, с. 1–13.

[8] Сорокин О.Ю., Гращенков Д.В., Солнцев С.С., Евдокимов С.А. Керамические композиционные материалы с высокой окислительной стойкостью для перспективных летательных аппаратов (обзор). *Труды ВИАМ*, 2014, № 6.
dx.doi.org/10.18577/2307-6046-2014-0-6-8-8

[9] Лебедева Ю.Е., Попович Н.В., Орлова Л.А. Защитные высокотемпературные покрытия для композиционных материалов на основе SiC. *Труды ВИАМ*, 2013, № 2. URL: http://viam-works.ru/plugins/content/journal/uploads/articles/pdf/7.pdf (дата обращения 15.09.2023).

[10] Зарубин В.С., Зимин В.Н., Леонов В.В., Зарубин В.С. Анализ теплового режима теплозащиты с применением анизотропного материала при спуске на землю возвращаемой капсулы. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2021, № 2 (52), с. 36–45. https://doi.org/10.26162/LS.2021.52.2.005

УДК 629.7

Методы балансировки спускаемых аппаратов и определения моментов инерции на предварительном этапе проектирования

Солодкая Елена Викторовна solodkaya@bmstu.ru
Игнатов Александр Иванович ignatov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлены методы расчета моментов инерции спускаемых аппаратов, точность значений которых влияет на успех возвращения спускаемого аппарата при неуправляемом, баллистическом спуске. Проведены центровочные расчеты, с помощью матриц перехода и с использованием аффинных систем координат посчитаны моменты инерций для требуемых осей, путем суммирования моментов инерций конечных простых элементов и приведения их к заданным осям. Также в работе представлены методы балансировки спускаемых аппаратов, в частности показан расчет на конкретном примере.

Ключевые слова: *балансировка спускаемого аппарата, моменты инерции спускаемого аппарата*

Определение моментов инерции исключительно важно для определения технических характеристик спускаемых аппаратов, в том числе малых аппаратов дальнего космоса для получения данных по топливу, которое расходуется на систему управления и стабилизации [1, 2]. Система управления и стабилизации — это управление по углам тангажа, крена, рысканья. В данном случае рассмотрено управление по углу крена, когда спускаемые аппараты класса «Союз» управляются именно разворотом по крену для получения разных значений подъемной силы. Рассматриваемая ситуация — это штатная ситуация управления по крену. В случае сбоя в системе управления происходит отказ от управляемого спуска, в таком случае космонавты переводят спускаемый аппарат в режим баллистического спуска. Режим баллистического спуска предполагает создание постоянной закрутки спускаемого аппарата вокруг скоростной оси. При этом приходится учитывать массу топлива, поступающего на закрутку спускаемого аппарата. Очень важную роль играют моменты инерции спускаемого аппарата как в связанных осях, так и в скоростной системе, когда аппарат закручивается вокруг скоростной оси [3].

Переход от связанной системы координат к скоростной осуществляется по известному углу атаки спускаемого аппарата.

У аппарата класса несущий корпус также используется управление по крену. В то же время работает стабилизация по другим каналам: рысканья, тангажу, но расходы топлива на управление по этим каналам является минимальным. Например, штатный расход топлива на аппарате «Союз» 7–9 кг на спуск. При нештатном (аварийном) спуске резко возрастает расход топлива и составляет примерно 20–30 кг на спуск, что приводит к значительному исчерпанию запаса топлива. Возникает необходимость точно знать моменты

инерции спускаемого аппарата при минимальном количестве топлива (в частности, при полном исчерпании топлива). При этом отклонения по моментам инерции, в частности по центробежным моментам инерции спускаемого аппарата должны быть минимальны.

В истории космонавтики пример нештатного баллистического спуска — спуск корабля «Союз-5» с космонавтом Б.В. Волыновым, при котором при спуске аппарата произошел изначальный отказ отстыковки приборно-агрегатного отсека, затем его отстыковка, но при этом была нарушена ориентация аппарата при спуске. После чего система управления пыталась восстановить ориентацию аппарата и израсходовала все топливо. За счет того, что были соблюдены все требования по моментам инерции аппарата, баллистический спуск прошел успешно.

В данной работе представлена приближенная методика расчета моментов инерции спускаемых аппаратов различных форм. При этом спускаемый аппарат разбивается на ряд простых элементов правильной геометрической формы, которые могут быть по-разному ориентированы относительно оси, связанной с общей осью спускаемого аппарата. Для выбранного элемента проводятся расчеты по моментам инерции относительно его собственных осей, за которые принимаются его главные центральные оси. Затем производится переход от собственных осей выбранного элемента к общим осям всего спускаемого аппарата путем параллельного переноса и поворота системы координат. Переход от одной системы координат к другой и ее поворот был представлен с помощью матрицы перехода.

В работе показан пересчет тензора инерции тел относительно произвольно расположенной декартовой системы координат, проводится расчет массовых центровочных характеристик, приведена методика расчета балансировки спускаемого аппарата.

Таким образом в работе представлен метод расчета моментов инерции спускаемого аппарата, точность расчета которого напрямую приводит к успешному баллистическому спуску аппарата при нештатных ситуациях, также показан метод балансировки спускаемых аппаратов.

Литература

[1] Лурье А.И. *Аналитическая механика.* Москва, ГИФМЛ, 1961.

[2] Фаворин М.В. *Моменты инерции тел: справочник.* Москва, Машиностроение, 1970.

[3] Дронг В.И., Дубинин В.В., Ильин М.М. и др. *Курс теоретической механики.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005.

УДК 536

Разработка программного комплекса для расчета нестационарного поля температур анизотропного теплозащитного покрытия спускаемого аппарата

Кремнев Дмитрий Викторович dmitrykremnev98@gmail.com
Леонов Виктор Витальевич lv@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена методика расчета поля температур теплозащитного покрытия спускаемого аппарата на начальной стадии проектирования. Проведен анализ возможных траекторий спуска, включая варианты с многократным входом в атмосферу Земли и изменением балансировочного угла атаки. Для выбранной траектории, получено распределение полей температур по толщине для двухслойного теплозащитного покрытия сферического притупления в зависимости от времени спуска. Расчет проведен для анизотропного неаблирующего теплозащитного покрытия, подобраны толщины слоев покрытия.

Ключевые слова: *спускаемый аппарат, несущий корпус, анизотропный теплозащитный материал, тепловой режим спускаемого аппарата, многоразовый космический аппарат*

В последние годы все большую актуальность приобретают вопросы обеспечения возможности многоразового использования космических систем [1]. Тепловая защита является одной из важнейших систем спускаемого аппарата (СА) и в значительной степени определяет его возможности. Масса тепловой защиты составляет существенную долю массы аппарата, поэтому так важен рациональный выбор типа и конструктивного исполнения теплозащитного покрытия (ТЗП). Для многоразового использования СА хорошим решением может быть применение неаблирующей радиационно-изоляционной тепловой защиты.

Одним из перспективных направлений исследований в области теплозащитных покрытий является использование анизотропного двухслойного теплозащитного покрытия. В ряде работ для такого ТЗП авторы предлагают изготавливать внешний теплозащитный слой из пиролитического графита УПВ-1Т (материал, имеющий значительную анизотропию свойств, в частности коэффициента теплопроводности), а внутренний теплоизоляционный слой — из изотропного материала ТЗМК-10 [2–4]. При температурах свыше 750 К пиролитический графит окисляется в воздушной среде, поэтому необходимо защищать его специальным антиокислительным покрытием [2]. Данная конструкция ТЗП имеет ряд преимуществ и позволяет:

– при условии целостности антиокислительного покрытия многократно эксплуатировать СА без замены ТЗП, поскольку внешний слой из пиролитического графита не аблирует, соответственно, не разрушается;

– благодаря высокому значению коэффициента теплопроводности пиролитического графита вдоль поверхности ТЗП эффективно перераспределять тепловые потоки из наиболее теплонагруженных участков тепловой защиты в менее нагруженные, что снижает значение максимальных температур, достигаемых на поверхности покрытия;

– достаточно эффективно теплоизолирует внутренний объем СА из-за низкого значения коэффициента теплопроводности пиролитического графита в направлении, перпендикулярном поверхности ТЗП, а также низкого коэффициента теплопроводности ТЗМК-10.

Возможность применения данных материалов во многом определяется максимальной допустимыми температурами эксплуатации антиокислительного покрытия, пиролитического графита УПВ-1Т и ТЗМК-10. Для оценки этих температур на начальных этапах проектирования СА была разработана программа в пакете прикладных программ Matlab, позволяющая рассчитывать поле температур сферического притупления ТЗП на протяжении всего спуска СА методом элементарных балансов.

В данной работе программа используется для оценки теплого режима спуска аппарата класса «несущий корпус» при его возвращении после лунной экспедиции и входа в атмосферу Земли с местной параболической скоростью. Носовое сферическое притупление ТЗП является одной из самых теплонагруженных частей СА в процессе спуска. Поэтому оценивая тепловой режим сферического притупления можно получить приближенное представление о работоспособности ТЗП для выбранных условий спуска СА. К тому же, есть множество исследований, в которых приведены эмпирические формулы, описывающие тепловой поток к сферическому притуплению на гиперзвуковых скоростях, что является удобным инструментом для приближенной оценки теплового режима СА на начальной стадии проектирования [3, 5, 6].

При возвращении аппарата с местной параболической скоростью существует несколько способов спуска в атмосфере. В работе рассмотрен вариант спуска по рикошетирующей траектории. Для выбранной траектории, при первом кратковременном погружении в плотные слои атмосферы аппарат снижает скорость приблизительно до первой космической, после происходит вылет аппарата из атмосферы с последующим повторным входом и посадкой в заданной области. В работе представлены несколько расчетных траекторий возвращения при различных углах и скоростях входа. Траектории были рассчитаны с помощью упрощенной системы уравнений движения СА как материальной точки [7].

Для реализации метода элементарных балансов проведено разбиение сферического притупления на элементарные ячейки, основанное на триангуляции Делоне [8]. Программа реализована таким образом, что позволяет оперативно производить расчеты для различных материалов, учитывать анизотропию теплопроводности для любого слоя ТЗП, учитывать изменение балансировочного угла атаки или угла рыскания, если это необходимо. Про-

грамма верифицирована с помощью сравнения ее результатов с результатами аналитического решения охлаждения сферической оболочки [9].

Анализируя полученные результаты расчета поля температур, можно сделать вывод о том, что данная конструкция ТЗП достаточно эффективно перераспределяет подводимые тепловые потоки по внешнему слою ТЗП и изолирует внутренний объем СА. Достигаемая температура на наружной поверхности ТЗП позволяет использовать антиокислительное покрытие без теплового разрушения. К моменту выпуска тормозного парашюта температура на внутренней поверхности ТЗП не превышает 450 К, что является допустимым значением исходя из условий прочности силовой конструкции и безопасной температуры для экипажа. По результатам расчетов выбраны толщины слоев ТЗП сферического притупления, обеспечивающие требуемый тепловой режим.

Литература

[1] Клименко Н.Н., Катькалов В.Б., Морозова М.Л. Перспективы многоразовых транспортных космических систем. Часть I. *ВКС*, 2021, № 4 (109), с. 88–99. https://doi.org/10.30981/2587-7992-2021-109-4-88-99

[2] Леонов В.В., Зарубин В.С. мл., Айрапетян М.А. Анализ эффективности применения анизотропных теплозащитных материалов при реализации траекторий с многократным входом в атмосферу. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2021, № 2, с. 56–68. https://doi.org/10.18698/0536-1044-2021-2-56-68

[3] Зарубин В.С., Зимин В.Н., Леонов В.В., Зарубин В.С. мл. Анализ теплового режима теплозащиты с применением анизотропного материала при спуске на Землю возвращаемой капсулы. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2021, № 2 (52), с. 36–45. https://doi.org/10.26162/LS.2021.52.2.005

[4] Зарубин В.С., Леонов В.В., Зарубин В.С. мл. Нагрев анизотропного слоя теплозащитного покрытия при гиперзвуковом обтекании сферического затупления. *Известия высших учебных заведений. Авиационная техника*, 2019, № 1, с. 73–80.

[5] Cebeci T., Smith A.M.O. *Analisys of Turbulent Boundary Layers*. New York, Acad. Press, 1974.

[6] Андреевский В.В. *Динамика спуска космических аппаратов на Землю*. Москва, Машиностроение, 1970.

[7] Елисеев А.Н., Миненко В.Е., Якушев А.Г., Агафонов Д.Н. Проектный, аэродинамический и термобаллистический анализ спускаемого аппарата класса «несущий корпус». *Наука и Образование. МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2015, № 10, с. 88–125. https://doi.org/10.7463/1015.0815132

[8] Балуков О.Н., Якимов А.Н. Построение геометрической модели антенны с использованием триангуляции Делоне. *Известия вузов. Поволжский регион. Технические науки*, 2009, №1 (9), с. 109–117.

[9] Луканин В.Н., Шатров М.Г. Камфер Г.М. и др. *Теплотехника*. Москва, Высшая школа, 2000.

УДК 620

Сравнение сплавов ВТ-25 и молибдена без примесей в качестве основных материалов изготовления блинга для компрессора высокого давления двигателя SaM-146 с помощью инструмента ANSYS

Загородников Сергей Анатольевич zagorodnikovsergey@yandex.ru
Горбунов Александр Александрович matroskin088@gmail.com
Самойлов Андрей Васильевич andrey.samoylov.98@inbox.ru
Силуянова Марина Владимировна dc2mati@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Моноколеса и крыльчатки отличаются высокой оригинальностью и уникальными возможностями, которые сделали их важнейшими инструментами в различных отраслях производства. В последние годы принят вопрос о внедрении их в эксплуатацию узлов авиадвигателей для военного и гражданского производства. Моноколеса — это устройства, которые позволяют значительно сократить размеры обода диска за счет удаления замковых соединений. Благодаря этому можно снизить вес конструкций типа «блиск» на 30 %, а «блинг» на 70 %. «Блинг» — это рабочее кольцо, в котором лопатки выполнены с диском за одно целое. По внутренней поверхности такое кольцо армировано металлокомпозитной матрицей, которая повышает его несущую способность. Армирование производится методом диффузионной сварки. Подобная схема изготовления рабочих колес позволит на новом этапе развития вернуться к конструкции ротора барабанного типа, избежав при этом таких его недостатков, как низкая допустимая рабочая окружная скорость и сравнительно невысокая несущая способность барабана. Моноколеса в основном изготавливают из титановых сплавов ВТ3-1, ВТ5-1, ВТ-6, ВТ-8, ВТ-25, а также из алюминиевых сплавов АК4-1, АК-6, ВД-17. Авторы предлагают использовать материал на основе молибдена и сравнить прочностные характеристики при одинаковых нагрузках на блинг из ВТ-25 и сплава на основе молибдена. В этом исследовании моделирование методом конечных элементов выполняется на блинге для проверки параметров геометрии и материала. Для подтверждения поставленной задачи автором были использованы инструменты моделирования в программном комплексе ANSYS, которые позволяют решить задачи, требующие качественного исследования в области прочности узлов авиадвигателей.

Ключевые слова: *прочность, моноколеса, блинг, компрессор, тепловая карта, компас-3D, ТРДД*

Введение. Расчетными данными необходимые для поставленной задачи является характеристика прочности сплава ВТ-25, применяемого в изготовлении блисков и блингов, и сплава чистого молибдена без примесей полученного методом наплавки в вакууме. Важно отметить, что молибден является химически инертным, то есть не реагирует с большинством газов и жидкостей [1, 2]. Это предотвращает коррозию компрессора и увеличивает его долговечность. Габариты блинга находятся в интервальном значение 170… 700 мм по диаметральному разрезу и 25…175 мм по ширине. Количество ло-

паток 18. Высота лопаток составляет 0…200 мм, однако высоты для осевых моноколес значительно превышает значение центробежных. Толщина лопаток составляет от 0,9 до 3,0 мм.

Приложенные нагрузки к блингу сконцентрированы на значениях центробежной (30 000 об/мин) и осевой (4410,9 кН) сил, изгибающего момента и давления потока воздуха, распределенного по перу лопатки [3]:

Температура потока на блинг (409,2 К), давление по тракту (303 158 Па), осевая составляющая скорость потока (0,411) были получены в результате расчета компрессора высокого давления по средней линии тока [3].

Методы. Произведено построение геометрии блинга в 3D постановке в CAD-системе NX [1]. Важное условие проектирования блинга, что «необрезана» по стыкам лопаток. В расчетной геометрии диска принято ограничения по периферии лопаток.

Условие постановки 3D-модели является отсутствие сварных швов в соединении вала высокого давления и 2 ступени компрессора высокого давления авиадвигателя [4].

Исходный графический прототип экспортирован в формат Parasolid, для последующего импорта в программный инструмент Ansys Meshing, который позволяет построить сетку с конечным значением элементов: 24471384. Произведено прогнозирование численной скорости разрыва блинга с граничным условием в Pre процессоре Static Structural. Активизирована опция Entrainment, то есть свободный вход и выход через условную стенку расчетной модели. Переход к инструменту Static Solver дает возможность произвести необходимый расчет. Расчет произведен при численном значении 8590 циклов [5].

Результаты. Были получены данные по запасу прочности блинга из сплава ВТ-25 и молибдена без примесей по продольному сечению.

По продольному разрезу блинга выводятся тепловые карты с эквивалентными деформациями при расчете на длительную прочность.

Для материала ВТ-25 наибольшие напряжения возникают в основании лопаток, что в некоторой степени подтверждает ожидаемые результаты, полученные для эталонной сетки, состоящей из шестигранных элементов. Результирующая предела прочности при параметрах ВТ-25 (95,34 кгс/мм^2) находится в допустимых, но и критических значений при заданной температуре. Это связано со сложной геометрией блинга. В сравнении для сплава чистого молибдена без примесей наибольшие напряжения возникают по профилю лопаток от втулочного до среднего сечений, что связано с повышенной частотой вращения вала поставленной задачи. Предел прочности при параметрах молибдена (132,8 кгс/мм^2), что является допустимым значением и подтверждает расчет на прочность. Однако авторы предлагают оптимизировать геометрию с помощью многоуровневой конфигурации, чтобы получить лучшее распределение напряжений, получив более легкий, но более прочный блинг.

Также полученная тепловая нагрузка, вызванная температурным градиентом, в конечном счете, не влияет на разрыв блинга, поскольку разрыв блинга происходит, когда материал уже находится в пластическом поле, т. е. когда механическая деформация намного превышает тепловую деформацию, вызванную температурой.

Литература

[1] Гончаров П.С., Артамонов И.А., Халитов Т.Ф., Денисихин С.В., Сотник Д.Е. *NX Advanced Simulation. Инженерный анализ*. Москва, ДМК Пресс, 2012.

[2] Дорошко С.М., Глазков А.С. *Газотурбинные двигатели гражданской авиации*. Санкт-Петербург, Университет ГА, 2018.

[3] Загородников С.А., Самойлов А.В., Ситин В.И., Чудаев К.В. *Поваренная книга турбиниста*. Москва, 2022. URL: https://turbinistscookbook.ru/ (дата обращения 01.06.2023).

[4] Силуянова М.В., Курицына В.В. Выбор и методика формирования рациональных вариантов комплексных конструктивно-технологических решений для газотурбинных двигателей. *Конкурентоспособность в глобальном мире: экономика, наука, технологии*, 2017, № 2–2 (30), с. 106–109. EDN: XXWHMH.

[5] Васильев Б.Е. *Постановка и решение задачи оптимального проектирования и расчет теплонапряженного состояния лопаток и дисков турбин*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018.

УДК 629.7

Проектные параметры многоразового межорбитального космического буксира с солнечным концентратором

Финогенов Сергей Леонардович 655773sfmai@gmail.com
Береговой Виктор Георгиевич vgberegovoy@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрена возможность создания многоразового межорбитального буксира (МБ) с солнечным высокотемпературным источником мощности (СВИМ) при использовании зеркального концентратора и неизотермичного приемника излучения для различных вариантов «челночных» перелетов с низкой околоземной орбиты на геостационарную орбиту и обратно. Определены рациональные области значений параметров и энергомассовой эффективности МБ с СВИМ при возможном дожигании нагретого водорода. Сделаны выводы относительно их отличий от одноразовых МБ и конкурирующих двигательных систем.

Ключевые слова: *многоразовый межорбитальный буксир, солнечный высокотемпературный источник мощности, неравнотемпературный приемник, дожигание водорода, геостационарная орбита*

Использование энергии космического пространства, в частности, солнечной энергии, является актуальной задачей для увеличения энтальпии ракетного топлива и повышения энергомассовой эффективности космического полета в целом. В этой связи целесообразна разработка солнечного высокотемпературного источника мощности (СВИМ) с прямым нагревом рабочего тела (водорода) в системе «солнечный концентратор — светоприемник» (КП), обеспечивающего значения удельного импульса до 9 000 м/с [1]. Зеркальный концентратор выполнен в виде надувной параболоидной пленочной конструкции [2, 3].

Показана возможность создания многоразового межорбитального буксира (МБ) с СВИМ в различном исполнении для решения транспортных задач. Уровень тяги МБ (30…100 Н) предполагает выведение спутника с низких опорных орбит (НОО) на высокие орбиты, в частности, геостационарную орбиту (ГСО) и обратно, с возможностью возвращения другого спутника на НОО. Перелет предполагает наличие активных и пассивных участков в апсидальных областях множественных переходных траекторий. Вначале выполняются перигейные включения СВИМ на НОО в двигательном режиме с тангенциальным направлением вектора тяги, а затем, после достижения области апогея геопереходной орбиты, или выше, выполняются апогейные тангенциальные включения двигателя с управлением, в том числе, по углу рыскания, для изменения наклонения орбиты и ее скругления до уровня ГСО [4, 5]. Динамическая задача для «челночных» перелетов является обратимой. Задача максимизации массы полезной нагрузки (ПН) решается методом разделения общей вариационной задачи на динамическую и параметрическую части.

Рассматривается МБ с высокоэкономичным неизотермичным СВИМ. С учетом гауссовой эпюры распределения солнечной энергии светового пятна в фокусе концентратора, возможно создание приемника солнечного излучения, позволяющего нагреть рабочее тело (водород) до экспериментально подтвержденных температур T_o = 2700…2800 K с достаточно высоким КПД за счет снижения тепловых потерь [1, 6]. При этом требуемая точность концентратора и его масса значительно меньше, чем в случае изотермичных приемников, температура нагрева газа в которых не превышает 2200..2400 K. Тепловые расчеты в системе КП осуществлялись методом Рунге-Кутта Фельберга порядка 4 и 5 в программной среде Maple V R.14 с использованием процедуры *rkf*45 в зависимости от скорости адаптации решения к скорости его изменения.

Комплексное определение оптимальных проектных параметров весовой модели МБ, принятой статистической [7, 8], производилось методом Гаусса-Зейделя в объектноориентированной модели, реализованной на языке C++. Расчеты выполнялись для случая использования ракеты носителя (РН) «Союз-2.1б» при старте с космодрома Байконур и полной массе МБ на исходной НОО, равной 8000 кг, с начальным реактивным ускорением 10 мм/с^2.

Известные концепции «солнечных» буксиров предполагают как одноразовый полет, так и «челночный» [9, 10]. Поэтому определены проектные параметры МБ в одноразовых и многоразовых вариантах. Рациональные параметры СВИМ выбираются по критерию максимума массовой эффективности МБ с учетом параметра точности концентратора $\Delta\alpha$ и возможности нагрева водорода до требуемых температур при времени выведения 30 суток [8].

В рассмотренных вариантах выявлены рациональные области двух основных взаимозависимых параметров ($\Delta\alpha$; T_o). Первый параметр определяет уровень концентрации солнечной радиации и выбирается из условий наименьшей массы зеркала и возможности нагрева газа до температуры T_o. Второй параметр выбирается из условия обеспечения наибольшего удельного импульса с учетом удельной массы концентратора, при каждом варьируемом значении $\Delta\alpha$.

Наибольшей массе ПН в случае однокомпонентного МБ соответствует параметр точности в пределах $\Delta\alpha$ = 0,8…1,1°. При этом нагрев до высоких температур при больших значениях $\Delta\alpha$ > 1,2...1,3° нецелесообразен вследствие резкого падения КПД системы КП и роста массы СВИМ. При рациональных температурах нагрева водорода T_o = 2700…2800 K масса ПН, выводимой одноразовым МБ на ГСО и равной 2600…2700 кг, почти в полтора раза превышает возможности МБ с изотермичными СВИМ вследствие более высокого удельного импульса и меньшей удельной массы концентратора, что позволяет вывести на ГСО платформу среднего класса типа «Экспресс-1000НТВ», доставляемую в настоящее время на ГСО тяжелым носителем «Протон-М» с разгонным блоком серии ДМ.

При определении массы ПН следует учитывать размеры головного обтекателя (ГО) РН, поскольку масса топлива и объем топливного отсека определяется характеристиками многоразового МБ с учетом грузоподъемности РН

и объема ГО. Для ГО типа 14С737 с полезным объемом около 112 м^3 получены следующие результаты. Для однокомпонентного МБ в области рациональных параметров СВИМ, при суммарном времени цикла «НОО-ГСО-НОО», равном 30+30 суток, масса выводимого спутника на ГСО составляет 1600…1750 кг с поправкой на точность статистических коэффициентов в весовой модели МБ. Площадь концентратора составляет около 490 м^2. При этом объем водородного бака позволяет размещение в ГО буксира с ПН на космической платформе длиной до 3,5…4 метров. По сравнению с разгонными блоками, использующими комбинированную химическую и электроракетную двигательную установку для «довыведения» на ГСО, при одинаковой массе ПН, время полета «НОО-ГСО» сокращается вдвое. Оценки энергомассовой эффективности различных вариантов «челночных» перелетов МБ показывают, в частности, перспективы выведения ПН на ГСО массой около 1050 кг, что соответствует возможностям РН «Союз-2.1б» с разгонным блоком «Фрегат», и спуска на НОО отработавшего ресурс спутника массой около 950 кг.

Дожигание нагретого водорода окислителями с большим стехиометрическим соотношением массовых расходов компонентов (кислород, фтор) позволяет значительно снизить массу и габариты МБ с СВИМ [11]. При этом, однако, снижается и удельный импульс двигателя. Поэтому следует выбирать значения коэффициента избытка окислителя α, при которых МБ сохраняет свою конкурентоспособность. Показано, что с увеличением коэффициента α область целесообразных величин $\Delta\alpha$ смещается в сторону значений от 1 до 1,3°.

При использовании топливной пары водород-кислород и выборе коэффициента α = 0,1, масса ПН на ГСО с возвращением «пустого» МБ без ПН составляет 1200…1350 кг, а площадь концентратора — около 320 м^2. Дальнейшее увеличение коэффициента α может быть целесообразным в случаях, когда минимальная длина космической платформы, либо размеры зеркала, будут являться лимитирующими факторами.

Таким образом, показана возможность и целесообразность создания многоразового МБ с СВИМ и определены основные проектные параметры в различных вариантах его исполнения. Рассмотренные схемы МБ позволяют занять промежуточную нишу между химическими и электроракетными двигателями по массе выводимой ПН и времени полета. В целом, создание многоразовых МБ с СВИТ является сложной оптимизационной технико-экономической задачей [12], требующей глубокой проработки.

Литература

[1] Кудрин О.И. Солнечные высокотемпературные космические энергодвигательные установки. Москва, Машиностроение, 1987.

[2] Engberg R.C., Lassiter J.O., McGee J.K. Modal Survey Test of the SOTV 2×3 Meter Off-Axis Inflatable Concentrator. *AIAA Paper*, 2000, no. 00-1639.

https://doi.org/10.2514/6.2000-1639

[3] Wassom S.R., Lester D.M., Farmer G., Holmes M. Solar Thermal Propulsion IHPRPT Demonstration Program Status. *37th Joint Propulsion Conference and Exhibit, AIAA Paper*. Salt Lake City, UT, 2001, no. 2001-3735. https://doi.org/10.2514/6.2001-3735

[4] 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, № 95. URL: http://trudymai.ru/published.php?ID=84516 (дата обращения 01.11.2023).

[5] Константинов М.С., Финогенов С.Л., Коломенцев А.И. Характеристики космического аппарата с солнечным тепловым ракетным двигателем. *Вестник Казанского государственного технического университета им. А.Н. Туполева*, 2017, № 2 (74), с. 62–69.

[6] Финогенов С.Л., Коломенцев А.И. Характеристики неравнотемпературных систем концентратор-приемник солнечного теплового ракетного двигателя. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение,* 2017, № 2, с. 66–83. https://doi.org/10.18698/0236-3941-2017-2-66-83

[7] Сафранович В.Ф., Эмдин Л.М. Маршевые двигатели космических аппаратов. Выбор типа и параметров. Москва, Машиностроение, 1980.

[8] Кудрин О.И., Финогенов С.Л. Принципы системности в проектировании солнечного теплового ракетного двигателя. *Системный анализ в технике. Тем. сб. науч. тр.* Москва, Вузовская книга, 2005, № 8, с. 36–80.

[9] Pushkin V.I., Chechin A.V., Fomin G.E., Gurtov A.S., Filatov A.N., Koroteev A.S., Popov S.A., Akimov V.N., Arkhangelski N.I. Kick Stages with Solar Heat Propulsion Systems for Increase of Middle Class Soyuz Launchers Competitiveness. *6th International Symposium on Propulsion for Space Transportation: Propulsion for Space Transportation of the XXIst Century*. Versailles, France, 2002, Paper no. S36.2.

[10] Frye P.E., Kennedy F.G. Reusable Orbital Transfer Vehicles (ROTV) Applications of an Integrated Solar Upper Stage (ISUS). *AIAA Paper*, 1997, no. 97-2981.

[11] Финогенов С.Л., Коломенцев А.И., Кудрин О.И. Использование различных окислителей для дожигания водорода, нагреваемого в ракетном двигателе за счет солнечной энергии. *Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета им. акад. М.Ф. Решетнева*, 2015, т. 16, № 3, с. 680–689. URL: https://journals.eco-vector.com/2712-8970/article/view/503082 (дата обращения 15.09.2023).

[12] Кувшинова Е.Ю., Акимов В.Н., Архангельский Н.И., Нестеров В.М. Сравнительный анализ технико-экономической эффективности применения многоразовых межорбитальных буксиров с ядерной электроракетной двигательной установкой и одноразовых химических разгонных блоков в транспортных операциях по доставке полезных грузов на окололунную орбиту. *Космическая техника и технологии*, 2016, № 3 (14), с. 62–70.

УДК 629.7

Выбор рационального алгоритма моделирования прогрева и обтекания композитного конического отсека высокоскоростного летательного аппарата

Казаринов Михаил Юрьевич kaz.mih.yr@gmail.com
Просунцов Павел Викторович pavel.prosuntsov@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Конические оболочки из композиционных материалов являются часто используемым элементом конструкции скоростных летательных аппаратов, подвергающимися высоким силовым и тепловым нагрузкам. Проведен численный анализ прогрева и обтекания конического отсека из композиционного материала с использованием двух различных подходов и выполнено их сравнение с точки зрения точности и вычислительной эффективности.

Ключевые слова: *композиционные материалы, летательный аппарат, коническая оболочка, обтекание отсека, проектирование*

В ракетно-космической технике широко применяются конические оболочки из композиционных материалов, обладающие высокой жесткостью и весовой эффективностью. В частности, такие отсеки используются в качестве корпусов приборных и переходных отсеков [1].

Особенность конических отсеков является совместное воздействие высоких силовых и тепловых нагрузок. При этом знание распределения температуры в конструкции отсека необходимо для моделирования его напряженно-деформированного состояния.

В связи с достаточно высокой теплопроводность композиционных материалов необходимо решать связанную задачу обтекания и прогрева конструкции. Задачи обтекания конических объектов рассмотрены [2], а задачи теплообмена — в [3]. Также в настоящее время разработаны методики математического моделирования температурного и напряженно-деформированного состояний для определения характеристик материала с учетом его анизотропии [4]. Однако для выбора рациональных параметров конструктивных схем конических отсеков необходимо построить эффективные в вычислительном отношении алгоритмы решения прогрева и обтекания отсеков из композиционных материалов.

Объектом исследования в данной работе была выбрана гладкая оболочка в виде усеченного конуса высотой 500 мм, диаметром нижнего основания — 500 мм, диаметром верхнего основания — 300 мм, толщина стенки — 2 мм. Материалом оболочки принят углепластик со следующими свойствами: плотность — 1600 кг/м^3, коэффициент теплопроводности в плоскости армирования — 3,2 Вт/(м · K), поперек плоскости армирования — 0,28 Вт/(м · K), удельная теплоемкость — 800 Дж/(кг · K). Считается, что отсек обтекается

потоком воздуха, плотность и температура которого соответствует высоте 10 км, со скоростью 2 М при нулевом угле [5].

Было проведено сравнение двух подходов к решения связанной задачи прогрева и обтекания композитного конического отсека.

Первый заключается в итерационном решении задачи с помощью модулей Fluid Flow (Fluent) и Steady-State Thermal в связке с модулем External Data. Полученные в результате расчета значения температуры у стенки и коэффициент теплоотдачи, с помощью модуля External Data передаются в модуль Steady-State Thermal в виде csv-файла. Далее полученная температура стенки в виде prof-файла передается в модуль назад в модуль Fluid Flow. Для определения температуры стенки и коэффициента теплопередачи выполняется несколько итераций расчета. Критерием сходимости является достижение невязки по температуре стенки в 5 К.

Второй подход заключается в автоматизированном определении значений температур и коэффициентов теплопередачи с помощью технологии Fluid-Structure Interaction (FSI), реализованной через модули Fluid Flow (Fluent with Fluent Meshing) и Transient Thermal в связке с модулем System Coupling. Основным преимуществом этого подхода является автоматизация расчета, однако анализ показал, что FSI-анализ является более затратным в плане вычислительных ресурсов компьютера.

Приведены результаты расчета температурного поля конического отсека для обоих вариантов и дано сравнение затрат времени на вычисления.

Литература

[1] Васильев В.В., Барынин В.А., Разин А.Ф., Петроковский С.А., Халиманович В.И. Анизогридные композитные сетчатые конструкции — разработка и приложение в космической технике. *Композиты и наноструктуры*, 2009, № 3, с. 38–50.

[2] Голубев А.Г., Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Москаленко В.О., Столярова Е.Г., Хлупнов А.И., Чернуха П.А. *Аэродинамика*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017.

[3] Никитин П.В. *Тепловая защита*. Москва, МАИ, 2006.

[4] Резник С.В., Просунцов П.В., Михайловский К.В. Прогнозирование теплофизических и термомеханических характеристик пористых углерод-керамических композиционных материалов тепловой защиты аэрокосмических летательных аппаратов. *Инженерно-физический журнал*, 2015, т. 88, № 3, с. 577–584.

[5] ГОСТ 4401–81. *Атмосфера стандартная. Параметры*. Москва, Издательство стандартов, 2004.

УДК 629.7

Определение рационального облика твердотопливной ракеты космического назначения с использованием генетического алгоритма

Фокин Филипп Валентинович fokin.philip1998@gmail.com

АО «Корпорация МИТ»

Работа посвящена решению задачи выбора рационального облика твердотопливной ракеты космического назначения с учетом накладываемых ограничений. Предложен подход прямой совместной оптимизации проектных параметров и параметров траекторий ракеты космического назначения по критерию минимума стартовой массы РКН. Рассмотрено влияние накладываемых ограничений на значения основных проектных параметров, отвечающих рациональному облику ракеты космического назначения. Проведено сравнение результатов, получаемых с применением генетического алгоритма, метода деформируемого многогранника Нелдера-Мида и метода случайного направленного поиска.

Ключевые слова: *генетический алгоритм, ракета космического назначения (РКН), проектные параметры, баллистическое проектирование*

Новая экономическая ситуация в стране, связанная в первую очередь с созданием ракетно-космической техники в условиях жестких экономических ограничений, требует применения, наряду с традиционными, новых подходов при разработке методологического обеспечения создания высокоэффективных средств выведения. Основа таких исследований — системный подход, предполагающий учет взаимосвязи всех элементов рассматриваемой системы и направленный на создание космических ракетных комплексов высокой эффективности.

Ожидается, что в ближайшее время существенно расширится применение малых космических аппаратов (КА) для решения задач, где раньше применялись только крупногабаритные КА. Грузоподъемность существующих ракет-носителей избыточна для выведения единичных малогабаритных КА, поэтому их запускают в качестве попутной нагрузки, а также кластерными запусками, что приводит к сдвигу сроков запуска. В связи с возрастающим спросом на оперативные запуски малогабаритных КА, а также в связи с необходимостью создания носителя для восполнения низкоорбитальных группировок, возрастает и интерес к использованию твердотопливных ракет легкого класса в качестве космических носителей. Для вновь разрабатываемых ракет космического назначения (РКН) легкого класса актуальной задачей является выбор ее рационального облика с учетом различных факторов. В работе предложен и программно реализован алгоритм по поиску рационального облика РКН.

В качестве критерия качества принята стартовая масса РКН в предположении ее пропорциональности стоимости осуществления запуска. В этом

случае задача выбора рационального облика сводится к обратной задаче баллистического проектирования. Иными словами, необходимо определить облик РКН, отвечающий минимуму стартовой массы, обеспечивающий выведение КА заданной массы на заданную орбиту.

В работе рассмотрена конструктивно-компоновочная схема четырехступенчатой твердотопливной РКН с последовательным расположением двигательных установок (ДУ) ступеней, связанных соединительными отсеками. ДУ четвертой ступени размещается во внутреннем объеме соединительного отсека. В составе космической головной части внутри головного обтекателя размещается КА на индивидуальном адаптере. Связь адаптера с ракетой, а также размещение элементов системы управления обеспечивается наличием в составе платформы.

При проведении баллистического проектирования используются следующие типы алгоритмов (и реализующих их программ):

– алгоритмы расчета массо-геометрических и энергетических характеристик изделия;

– алгоритмы приближенного аэродинамического расчета для определения аэродинамических характеристик изделия;

– алгоритмы баллистического расчета для определения траекторных параметров;

– алгоритмы определения нагрузок, действующих на элементы РКН;

– оптимизационные алгоритмы, выбирающие основные проектные параметры для улучшения значений выбранного критерия качества.

Масса и геометрические характеристики корпуса ДУ определялись в соответствии с [1]. Масса соплового блока и его геометрические характеристики определялась согласно [2]. Энергетические характеристики ДУ определены в соответствии с [2].

Массы корпусных элементов считались пропорциональными массе эквивалентной гладкой оболочки с соответствующей приведенной толщиной. Коэффициент пропорциональности выбирался исходя из конструктивной схемы элемента: стрингерная металлическая оболочка, композитная сетчатая оболочка и т. д.

Аэродинамические характеристики, в том числе распределенные, были определены в соответствии с [3].

Расчет параметров движения на ранних стадиях проектирования проводится с учетом ряда упрощений, общих для подавляющего большинства проектных методик. Движение считается идеальным (невозмущенным) при номинальных значениях характеристик ракеты и окружающей среды. Не рассматривается боковое движение (необходимость отклонения азимута полета ракеты для попадания отработавших частей в выделенные районы падения учитывается путем пересчета кажущейся скорости ракеты), не учитывается влияние вращательного движения ракеты на поступательное движение центра масс изделия. Земля считается сферой одинаковой плотности в равноудаленных от центра точках, ее вращение учитывается введением поправок как функций координат точки стар-

та и азимута стрельбы. При сделанных предположениях вся траектория ракеты лежит в одной плоскости, называемой плоскостью стрельбы.

Ввиду относительно короткого времени работы твердотопливных ДУ возникает необходимость в наличии длительной баллистической паузы между работой третьей и четвертой ступеней. Параметры траектории на этапе работы первых трех ступеней рассчитываются путем численного интегрирования дифференциальных уравнений движения. Работа четвертой ступени учитывается в импульсной постановке.

Программой управления движением РКН на участке выведения выбрана программа угла атаки. Выбор программы управления представляет собой решение краевой задачи по достижению заданной дальности до районов падения отделяемых частей и обеспечению кинематических параметров на момент окончания баллистической паузы, позволяющих последней маршевой ступенью вывести четвертую ступень с требуемыми условиями.

Форма диаграммы расхода топлива первой ступени оказывает существенное влияние на значение массы выводимой РКН полезной нагрузки при наличии ограничения на значение скоростного напора при разделении первой и второй ступеней, поэтому при выборе параметров РКН ее вид необходимо учитывать. Расходы топлива остальных ДУ принимались постоянными.

Учет нагрузок в первом приближении в виде распределения эквивалентной силы, позволяет обосновано выбрать значение приведенных толщин корпусных элементов и более точно прогнозировать значения их масс.

Облик РКН при выбранной конструктивно-компоновочной схеме однозначно определяется вектором проектных параметров. Сложность взаимосвязей характеристик РКН и ее элементов, зависимость их от траектории полета, а также различного рода ограничения делают задачу выбора проектных параметров ракеты одной из самых сложных в процессе проектирования. В качестве проектных параметров автором выбраны:

– 5 параметров для каждой ДУ в соответствии с [4]: масса заряда твердого топлива, давление в камере сгорания, время работы, калибр, степень утопленности сопла в камеру сгорания;

– время спада расхода топлива первой ступени;

– приведенная толщина каждого соединительного (хвостового) отсека;

– приведенная толщина платформы;

– приведенная толщина адаптера;

– 8 параметров программы угла атаки.

Таким образом, для четырехступенчатой РКН размерность вектора проектных параметров — 36. Перечисленные проектные параметры обычно рассматриваются как независимые, а остальные параметры, необходимые при проектировании, определяются по уравнениям связи.

Ограничениями при проектировании РКН являются [5]:

– максимальная продольная перегрузка;

– допустимый скоростной напор при разделении первой и второй ступеней;

– максимальный скоростной напор;

– максимальное значение произведения значения скоростного напора на значение угла атаки;

– обеспечение попадания отделяемых частей РКН в выделяемые районы падения;

– максимальная скорость изменения угла тангажа;

– минимальное время вертикального полета;

– обеспечение несущей способности корпусных элементов РКН (соединительный и хвостовой отсеки, платформа, адаптер).

Преобразование исходной задачи нелинейного программирования в эквивалентную ей задачу безусловной оптимизации осуществляется путем преобразования исходной целевой функции, отражающей критерий качества в расширенную целевую функцию, включающую дополнительную штрафную функцию, зависящую от приведенных ограничений.

Ввиду сложности целевой функции, наличия большого числа ограничений и варьируемых параметров в качестве основного метода оптимизации выбран генетический алгоритм. Алгоритм поиска рационального облика РКН реализован при помощи языка программирования Python.

Результатом исследования является определение рационального облика РКН, отвечающего минимуму стартовой массы, для широкого диапазона значений массы КА. Также в работе были проведены:

– оценка влияния изменений ограничений на результат определения вектора проектных параметров;

– исследования влияния формы диаграммы расхода первой ступени на значение массы выводимой полезной нагрузки;

– сравнение получаемых результатов с учетом и без учета влияния нагрузок на значения масс корпусных элементов;

– сравнение получаемых результатов с использованием генетического алгоритма, метода деформируемого многогранника Нелдера-Мида и метода случайного направленного поиска.

Литература

[1] Сарбаев Б.С. *Расчет силовой оболочки композитного баллона давления.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2001.

[2] Николаев Ю.М., Панин С.Д., Соломонов Ю.С., Сычев М.П. *Основы проектирования твердотопливных управляемых баллистических ракет. Часть II.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2000.

[3] Бызов Л.Н., Исаков А.Л. *Синтез облика противокорабельных и противотанковых ракет.* Санкт-Петербург, Балт. гос. техн. ун-т, 2005.

[4] Николаев Ю.М., Соломонов Ю.С. Инженерное проектирование управляемых баллистических ракет с РДТТ. Москва, Воениздат, 1979.

[5] Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов. Москва, Машиностроение, 2009.

УДК 629.7

Методика совместной оптимизации параметров маневренности и способов применения космических аппаратов оперативного наблюдения

Ермолаев Владимир Иванович ermvi@yandex.ru
Буксар Михаил Юрьевич michailbuksar@mail.ru

БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова

Разработана методика совместной оптимизации параметров маневренности и способов применения маневренных космических аппаратов оперативного наблюдения (КАОН). В качестве критерия оптимальности рассматривалось требование минимизации стоимости наблюдения заданных районов земной поверхности при ограничении на периодичность обзора. На основе разработанной методики установлено, что использование маневренных КАОН позволяет существенно снизить стоимость наблюдения заданных районов земной поверхности по сравнению с использованием традиционных (неманевренных) КА.

Ключевые слова: *система оперативного мониторинга, космический аппарат оперативного наблюдения, маневренный космический аппарат, методика совместной оптимизации*

Одним из основных направлений развития орбитальных спутниковых группировок наблюдения является создание систем детального оперативного мониторинга, которые предназначены для организации информационного обеспечения районов природных и техногенных чрезвычайных ситуаций.

Основной концепцией повышения оперативности наблюдения заданных районов земной поверхности является существенное увеличение количества космических аппаратов (КА) в составе орбитальной группировки и оптимизация ее баллистического построения [1–3]. Однако данный подход требует существенных экономических затрат.

С целью снижения экономических затрат и повышения оперативности наблюдения приоритетных районов земной поверхности предложено использовать маневренные космические аппараты оперативного наблюдения (КАОН). Для данных КА был разработан двухрежимный способ наблюдения земной поверхности, включающий режим глобального наблюдения и режим регионального наблюдения, а также способы изменения района наблюдения в режиме регионального наблюдения [4–8].

Для маневренных КАОН актуальной задачей является совместная оптимизация параметров маневренности и способов применения. Необходимость решения данной задачи обусловлена тем, что для таких КА параметры маневренности и способы применения взаимосвязаны. В связи с этим возникает необходимость в разработке методики совместной оптимизации параметров маневренности и способов применения КАОН.

Основными исходными данными в разработанной методике являются:

– ширина полосы обзора целевой системы КАОН;

– параметры рабочих орбит КАОН;

– масса КАОН без МДУ;

– срок активного существования КАОН;

– частота изменения режима наблюдения;

– частота изменения района наблюдения.

Оптимизируемыми параметрами являются: параметры баллистической структуры орбитальной группировки КАОН, параметры способа изменения режима наблюдения, параметры способа изменения района наблюдения, параметры маневренности КАОН, включающие в себя начальную тяговооруженность КАОН, запас характеристической скорости КАОН и параметры маршевой двигательной установки (МДУ). В процессе оптимизации определяется также оптимальный тип МДУ.

Основными ограничениями в процессе оптимизации выступают:

– ограничение на периодичность наблюдения заданных районов земной поверхности;

– допустимая максимальная стартовая масса КАОН;

– допустимое время изменения режима наблюдения;

– допустимое время изменения района наблюдения;

– максимальная допустимая перегрузка, действующая на КА.

В качестве критерия оптимизации рассматривалось требование минимизации стоимости наблюдения заданных районов земной поверхности, включающей стоимость традиционных КА наблюдения, стоимость маршевых двигательных установок, стоимость топлива МДУ и стоимость выведения КА, МДУ и топлива на рабочую орбиту.

На основании разработанной методики был проведен сравнительный анализ стоимости наблюдения заданных районов земной поверхности с помощью КАОН и традиционных КА наблюдения. Расчеты проводились для следующих исходных данных:

– высота орбиты глобального наблюдения 621,7 км;

– высота орбиты регионального наблюдения 561,4 км;

– частота перелетов с целью изменения режима наблюдения 4 раза в год.

В результате проведенных исследований было установлено, что использование маневренных КАОН позволяет существенно снизить стоимость наблюдения заданных районов земной поверхности по сравнению с использованием традиционных (неманевренных) КА. Это обусловлено тем, что для обеспечения требуемой периодичности наблюдения заданных районов количество традиционных КА в составе группировки должно быть существенно выше, чем требуемое количество КАОН, размещаемых на орбитах регионального наблюдения. Для обеспечения одинаковых значений периодичности обзора приоритетных районов земной поверхности требуется примерно в 5 раз больше традиционных КА по сравнению с КАОН. По-

скольку КА наблюдения имеют очень высокую стоимость, их увеличение в составе орбитальной группировки приводить к значительному росту стоимости наблюдения.

Литература

[1] Тертышников А.В., Кучейко А.А. Оперативный космический мониторинг ЧС: история, состояние, перспективы. *Земля из космоса: наиболее эффективные решения*, 2010, № 4, с. 7–13.

[2] Мосин Д.А., Абдурахимов А.А., Ляшевский А.В. Перспективные направления применения многоспутниковых группировок на основе малых космических аппаратов в интересах Минобороны России. *Научное наследие и развитие идей К.Э. Циолковского. Матер. 54 Научных чтений памяти К.Э. Циолковского: тез. докл.* Калуга, Политоп, 2019, с. 51–55.

[3] Данилкин А.П., Воронков В.Н., Казанцев О.Ю., Кетов В.А., Коптев Ю.Н., Пластинин Ю.А., Струля И.Л., Татарников А.В. Космическая система оперативного мониторинга земной поверхности на базе малых космических аппаратов. *Космическая техника и технологии*, 2021, № 1 (32), с. 42–55.
https://doi.org/10.33950/spacetech-2308-7625-2021-1-42-55

[4] Цируль Д.Г., Ермолаев В.И. Двухрежимный способ наблюдения земной поверхности и анализ возможности его применения при функционировании космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. *Вестник СибГАУ*, 2017, т. 18, № 1, с.176–186. URL: https://journals.eco-vector.com/2712-8970/article/view/503403 (дата обращения 15.09.2023).

[5] Ермолаев В.И., Цируль Д.Г. *Способ наблюдения земной поверхности из космоса.* Патент № RU2670081 РФ, МПК B64G 1/10 (2006.01), B64G (1/24) (2006.01), 2018, 7 с.

[6] Ермолаев В.И., Буксар М.Ю. Особенности проектирования малых космических аппаратов системы оперативного мониторинга земной поверхности. *Космические системы. Междунар. конф.: тез. докл.* Москва, Перо, 2021, с. 38–39.

[7] Ermolaev V.I., Buksar M.Yu. Methods for operational observation of the Earth's surface given areas by Earth remote sensing spacecrafts. *XLV Academic Space Conference, Dedicated to the Memory of Academician S.P. Korolev and Other Outstanding National Scientists — Pioneers of Space Exploration*, *AIP Conf. Proc.*, 2023, no. 2549, pp. 030002-1–030002-9. https://doi.org/10.1063/5.0107999

[8] Буксар М.Ю., Ермолаев В.И. Исследование способов оперативного изменения режима наблюдения космическими аппаратами дистанционного зондирования Земли. *XLIX Гагаринские чтения. Междунар. молодежной науч. конф.: сб. тез.* Москва, Перо, 2023, с. 457–459.

УДК 621.4

Роль стендовых огневых испытаний двигателей малой тяги в разработке космических аппаратов

Федченко Татьяна Александровна fedchenko15.00@mail.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Статья описывает важную роль испытаний двигателей малой тяги на огневых стендах в разработке и тестировании космических аппаратов. Она рассматривает принципы работы и особенности огневых испытаний, подчеркивая важность проверки работоспособности и надежности двигателей, а также определение их характеристик. Статья также упоминает примеры исследований, проведенных с использованием стендовых огневых испытаний, что подчеркивает их значимость в контексте разработки космической техники.

Ключевые слова: *ракетные двигатели малой тяги, стендовые огневые испытания*

Стендовые огневые испытания двигателей малой тяги играют важную роль в разработке космических аппаратов. Они позволяют оценить точность и надежность работы двигателей при минимальных затратах на эксплуатацию и обслуживание. В данной статье рассмотрим роль стендовых огневых испытаний двигателей малой тяги в разработке космических аппаратов [1].

Во-первых, стендовые огневые испытания двигателей малой тяги предоставляют возможность проверить работоспособность и надежность двигателя. Они позволяют убедиться в том, что двигатель будет функционировать корректно в реальных условиях эксплуатации. Это особенно важно для космических аппаратов, где любая неисправность двигателя может привести к серьезным последствиям. Благодаря стендовым испытаниям можно выявить потенциальные проблемы и устранить их до запуска аппарата в космос [2].

Во-вторых, стендовые огневые испытания позволяют определить характеристики двигателя. Это включает в себя измерение тяги, эффективности, расхода топлива, давления и других параметров, которые необходимы для корректной работы двигателя. Полученные данные позволяют инженерам более точно настроить работу двигателя и обеспечить оптимальные условия для его функционирования.

В-третьих, стендовые огневые испытания предоставляют возможность проводить исследования и оптимизацию конструкции двигателя. На основе результатов испытаний можно провести изменения в конструкции двигателя, например, модифицировать форму и размеры сопла или изменить состав топлива с целью повышения эффективности работы двигателя. Таким образом, стендовые испытания являются важным этапом в процессе разработки и совершенствования двигателей малой тяги. Благодаря проведению таких испытаний можно выявить и устранить проблемы в работе двигателя на ранней

стадии разработки, что позволяет избежать дополнительных затрат на исправление ошибок в последующих этапах [3].

Наконец, стендовые огневые испытания помогают уменьшить затраты на разработку и испытания космических аппаратов. Благодаря проведению таких испытаний можно выявить и устранить проблемы на ранней стадии разработки, что позволяет избежать дополнительных затрат на исправление ошибок в последующих этапах. Это также способствует повышению надежности и безопасности космических миссий.

Примером использования стендовых огневых испытаний двигателей малой тяги в разработке космических аппаратов является проект «Лунная программа». В рамках этого проекта были проведены испытания микродвигателей малой тяги на специальных стендах. Благодаря проведению таких испытаний удалось определить характеристики двигателей и убедиться в их работоспособности [4].

Таким образом, стендовые огневые испытания двигателей малой тяги играют важную роль в разработке космических аппаратов. Они позволяют проверить работоспособность и надежность двигателя, а также определить его характеристики. Это позволяет убедиться в том, что двигатель будет работать корректно в реальных условиях эксплуатации. Кроме того, проведение стендовых огневых испытаний двигателей малой тяги позволяет уменьшить затраты на разработку и испытания космических аппаратов.

Литература

[1] Автоматизированная система управления стендовыми огневыми испытаниями ракетных двигателей малой тяги. URL: https://www.cta.ru/articles/otrasli/kosmonavtika/125197/ (дата обращения 12.12.2023).

[2] Огневые испытания ракетного двигателя. URL: https://rocketengines.ru/rocket-engines-studying/base-of-knowledges/encyclopedia/fire-testing.html (дата обращения 13.12.2023).

[3] Назаров В.П., Пиунов В.Ю., Яцуненко В.Г., Савчин Д.А. Особенности испытаний жидкостных ракетных двигателей малой тяги. Сибирский аэрокосмический журнал, 2021, № 2, с. 339–354. https://doi.org/10.31772/2712-8970-2021-22-2-339-354

[4] Советская Лунная программа и Новосибирск. URL: https://avro-live.livejournal.com/265082.html (дата обращения 14.12.2023).

УДК 629.7

Исследование теплообмена надувных элементов регенератора воды для обитаемой станции на поверхности Луны

Ноздринова Виктория Сергеевна v-nozdrinova@yandex.ru

АО «ЦНИИмаш»

Рассмотрена возможность создания регенератора воды для обитаемых станций. Ключевое значение при создании такой конструкции имеет обеспечение заданного теплового режима, а именно достижение температуры «точки росы». Показано, что в результате моделирования воздействия тепловых потоков на регенератор воды, расположенный на обитаемой космической станции, находящейся на поверхности Луны, получен график изменения температуры поверхности рассматриваемой конструкции. При моделировании учтен большой перепад температур в течение суток. Информация о температурном состоянии поверхности модуля использована для определения оптимального состава слоев оболочки.

Ключевые слова: *теплообмен, тепловой режим, теплопроводность, регенератор воды, точка росы, воздействие тепловых потоков*

Активное изучение космического пространства обусловило возникновение в ближайшее время обитаемых напланетных и дальних орбитальных станций, что не представляется возможным без использования «замкнутых» систем жизнеобеспечения, способных использовать многократно ресурсы, доставляемые с Земли [1]. Сегодня на МКС реализована частично замкнутая система регенерации воды, что позволяет использовать ее многократно. Название проекта — Системы контроля среды и жизнеобеспечения (Environmental Control and Life Support Systems) [2].

Актуальность исследования обусловлена необходимостью создания регенератора воды, позволяющего обеспечить длительное присутствие человека в космосе. Одной из ключевых потребностей для достижения заявленных характеристик (температуры точки росы) оболочки композитного регенератора воды является конструкция, способная поддерживать работоспособность в жестких условиях космоса [3]. Эти результаты могут быть достигнуты с использованием композиционных материалов. В числе научно-технических решений в этой области выделяются трансформируемые конструкции с многофункциональной надувной оболочкой [4]. В известных проектах надувная оболочка выполняется многослойной [5]. Поверхность оболочки под воздействием излучения прогревается до определенных температур. Одна из практических задач проектирования оболочки надувного модуля — создание комфортных условий для жизнедеятельности и работы экипажа напланетной станции [6].

Получение температуры «точки росы» на внутренней поверхности оболочки регенератора воды возможно за счет температуры окружающей среды

на лунной поверхности. Разреженность атмосферы Луны приводит к высокому перепаду температур на поверхности (от −173 °С ночью до +127 °С в подсолнечной точке) [7]. Проведены исследования теплообмена оболочки для получения теплового режима на поверхности регенератора.

Чтобы определиться с оптимальным составом слоев оболочки, необходима информация о температурном состоянии поверхности регенератора. Выбор материала и компоновки слоев влияет на массогабаритные характеристики конструкции. Информация о критических температурах и периоде их воздействия необходимы для моделирования теплообмена по слоям оболочки и получения представления об условиях среды внутри конструкции (необходимо будет достичь точки росы) [8].

В прикладных программах проведено численное моделирование. Была создана геометрическая модель регенератора воды, заданы все тепловые нагрузки и проведен расчет. Решатель вычисляет все эффекты нагрева на поверхности Луны в каждый момент времени в течение полных Лунных суток [9]. Информация о критических температурах и периоде их воздействия необходимы для дальнейшего моделирования теплообмена по слоям оболочки и получения представления об условиях среды внутри регенератора. Эти данные в будущем позволяют подобрать необходимую тепловую защиту развертываемого регенератора для обеспечения конденсации воды внутри своего объема. По полученной информация о температурном состоянии поверхности регенератора, построен график изменения температуры поверхности оболочки регенератора воды [10].

Далее, выделив максимальные и минимальные температуры и время их воздействия и, в качестве тепловой нагрузки, в прикладной программе были приложены пиковые температуры. Предложенный способ позволит упростить решение задач нестационарного теплообмена по слоям, так как в качестве нагрузки далее можно использовать только функции температур, воздействующих на конструкцию при эксплуатации, сместив тем самым акцент исследований на компоновку слоев и подбор материалов, согласно их эксплуатационным температурным допускам.

В результате данных расчетов были получены рекомендации по компоновке слоев конструкции регенератора. Она представляет собой многослойную мягкую оболочку, реализующую тепловую и радиационную защиту, а также достижение температуры «точки росы» на внутренней поверхности регенератора за счет температуры окружающей среды на лунной поверхности. Использована упрощенная геометрическая схема: ЭВТИ, покрытая арамидной металлизированной тканью, далее слоистая оболочка, потом газ (воздух), потом снова слоистая оболочка и ЭВТИ.

Литература

[1] Афанасьев М.В., Бендиков М.А., Корунов С.С. *Основы экономики космической деятельности*. Москва, ИНФРА-М, 2021.

[2] Кудрявцева Н.С., Белозерова И.Н., Сорокин А.Е. Показатели качества систем жизнеобеспечения экипажей космических аппаратов. Москва, МАИ, 2023.

[3] Семкин Н.Д., Телегин А.М., Калаев М.П. Космическое пространство и его влияние на элементы конструкций космических аппаратов. Самара, Самарский университет, 2013.

[4] Садовский А.М., ред. *Фундаментальные и прикладные космические исследования*: сб. тез. Москва, Институт космических исследований РАН, 2021.

[5] Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. Надувные элементы в конструкциях космических аппаратов прорывная технология в ракетно-космической технике. Химки, НПО Лавочкина, 2019.

[6] Финченко В.С., Пичхадзе К.М. Основы проектирования надувных космических конструкций. Проектирование автоматических космических аппаратов для фундаментальных научных исследований. Москва, МАИ-Принт, 2013, т. 1, с. 430–489.

[7] Шматов С.И. Численное исследование силового воздействия солнечного излучения на поверхности космических аппаратов с учетом их реальных геометрических особенностей. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2017, № 4 (38), с. 35–40.

[8] Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Алексашкин С.Н., Острешко Б.А. Трансформируемые аппараты, спускаемые в атмосферах планет. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2015, № 2 (28), с. 4–13.

[9] Акатьев О.Б., Акимов А.И., Богданов В.В. и др. Алгоритм и результаты экспериментальной отработки гибкой теплозащиты для надувного тормозного устройства СА «Пенетратор» КА «Марс-96». *НПО им. С.А. Лавочкина. Сб. науч. тр.* 2000, № 2, с. 240–243.

[10] Беляев А.Ю., Свистков А.Л. Моделирование отверждаемых цилиндрических элементов надувной антенны наноспутника. *Вестник Пермского университета. Физика*, 2017, № 4 (38), с. 5–10. https://doi.org/10.17072/1994-3598-2017-4-5-10

Секция 3. ОСНОВОПОЛОЖНИКИ АЭРОКОСМИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЕСТРОЕНИЯ И ПРОБЛЕМЫ ТЕОРИИ И КОНСТРУКЦИЙ ДВИГАТЕЛЕЙ ЛЕТАТЕЛЬНЫХ АППАРАТОВ

УДК 621.4

Моделирование процесса опорожнения топливных баков разгонных блоков при последнем запуске маршевого жидкостного ракетного двигателя

Диесперов Николай Вадимович[1] ig_3@mail.ru
Полянский Александр Ромилович[2] polyanskiy@bmstu.ru, SPIN-код: 9835-4488
Сапожников Владимир Борисович[2] sapojnikov@bmstu.ru, SPIN-код: 9463-0892

[1] КБ «Салют» АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

[2] МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрен изложенный подход к определению величины невырабатываемых остатков жидкого топлива в баках жидкостных ракетных двигательных установок (ЖРДУ) эксплуатируемых разгонных блоков (РБ) при изменении условий полета. Подобные задачи характерны для современного этапа развития отечественной ракетно-космической техники (РКТ), когда существующие образцы РКТ, в частности, РБ, без каких-либо доработок предлагается использовать в новых условиях эксплуатации с новыми режимами полета. Показано, что в случае использования существующих РБ для решения новых задач значительная часть вопросов, связанная с оценкой невырабатываемых остатков топлива, может быть решена путем пересчета данных со стандартных модельных испытаний. При отсутствии результатов экспериментальной отработки предварительные оценки невырабатываемых остатков предлагается оценивать по результатам моделирования течений с помощью современных программных комплексов, таких как ПО Logos и ПО Flow vision. Оценка невырабатываемых остатков топлива, выполненная с использованием изложенного в работе подхода, позволит разрабатывать технические решения, направленные на снижение объемов невырабатываемых остатков топлива и повышение энергомассовой эффективности существующих РБ.

Ключевые слова: *топливный бак, двигательная установка, разгонный блок, опорожнение, остаток топлива*

На современном этапе развития российской космонавтики рассматривается ряд перспективных проектов, которые не требуют разработки принципиально новых средств выведения, но требуют определенной доработки имеющихся, т. е. требуется адаптация имеющихся средств выведения к решаемой задаче.

В частности, находящиеся в эксплуатации разгонные блоки при определенной доработке могут позволить существенно расширить спектр решаемых задач как в части увеличения масс полезной нагрузки, так и в части траекторий и орбит их выведения.

Актуальность данной работы заключается в том, что в настоящее время при решении вопроса об использовании средств выведения в новых условиях полета достаточно часто возникают задачи снижения объемов невырабатываемых остатков компонента топлива (КТ) в баках двигательных установок раз-

гонных блоков (ДУ РБ), в связи с чем появляется необходимость разработки простых оценочных моделей для решения подобного класса задач.

Практическая значимость работы состоит в том, что в ней представлены подходы к оценке невырабатываемых остатков в топливных баках и внутрибаковых устройствах (ВБУ), показаны как классические подходы к решению подобных задач, так и современные подходы с использованием трехмерного моделирования.

В нашем случае рассматривается разгонный блок (РБ), находящийся в эксплуатации, для которого существенно увеличена масса выводимой полезной нагрузки (ПН) и увеличено время активного существования РБ на промежуточной орбите.

Увеличение массы полезной нагрузки (ПН), доставляемой РБ на рабочую орбиту искусственного спутника Земли либо траекторию межпланетного полета, согласно второму закону Ньютона, ведет к снижению перегрузки при работе маршевого двигателя. Это, в свою очередь, сопровождается увеличением числа Фруда, а объем невырабатываемых остатков, как известно, возрастает с возрастанием числа Фруда [1–7]. Таким образом, необходимо оценить невырабатываемые остатки в топливном баке ДУ РБ и внутрибаковом устройстве (ВБУ) с целью дальнейшей выработки рекомендаций по их снижению.

Для решения задачи по оценке невырабатываемых остатков в топливном баке разгонного блока (РБ) в работе описываются два подхода.

Первый подход основан на использовании результатов физического моделирования процесса опорожнения баков, полученных ранее для ДУ базовых РБ, с последующим пересчетом этих результатов на новые условия полета, для чего в работе предлагается соответствующая методика пересчета.

В качестве одного из основных допущений в методике пересчета результатов физического моделирования на новые условия полета принято допущение, согласно которому доля жидкости в газожидкостной смеси (ГЖС), попадающей во внутрибаковое устройство в момент прорыва газа во внутрибаковое заборное устройство, составляет порядка 30 % от объема прорвавшегося газа.

Такое допущение основано на результатах многочисленных экспериментальных исследований и математического моделирования процесса выработки КТ из топливного бака РБ [3, 4, 8].

Другим допущением, основанным на результатах математического моделирования поведения жидкого топлива в баках [9, 10] и процесса выработки КТ из топливного бака РБ [11], является гипотеза о том, что изменение объема КТ в баках с момента начала выработки ГЖС описывается параболической зависимостью от времени.

В результате использования указанной методики в работе получены оценки невырабатываемых остатков КТ в топливном баке ДУ РБ и внутрибаковом устройстве (ВБУ) для новых условий полета.

Второй подход предполагает моделирование процесса опорожнения баков ДУ РБ на заключительном этапе полета с помощью современных программ-

ных комплексов, таких, например, как ПО Logos и ПО Flow vision [12]. При этом модель может быть сформирована как непосредственно в ПО Flow vision, так и импортирована из внешней программы. В нашем случае геометрическая модель строится средствами среды NX и импортируется во Flow vision. В качестве исходного (базового) проекта берется проект «Обрушение плотины» в среде Flow vision.

Выводы

1. В случае адаптации эксплуатируемого РБ к решению новых задач значительная часть вопросов, связанная с оценкой невырабатываемых остатков КТ на заключительном этапе полета, может быть решена путем пересчета результатов ранее проведенных модельных испытаний.

2. При отсутствии данных по экспериментальной отработке ВБУ предварительные оценки невырабатываемых остатков КТ можно получать по результатам моделирования течений с помощью современных программных комплексов, таких как ПО Logos и ПО Flow vision.

3. На основании предложенных в работе подходов могут быть разработаны технические решения, направленные на снижение объемов невырабатываемых остатков топлива и повышение энергомассовой эффективности существующих РБ при их использовании в новых условиях эксплуатации.

Литература

[1] Сизонов В.С. О динамическом провале уровня свободной поверхности жидкости конечной глубины над сливным отверстием. *Известия АН СССР. Серия: Механика жидкости и газа*, 1971, № 6, с. 72–75.

[2] Беляев Н.М. *Расчет пневмогидравлических систем ракет*. Москва, Машиностроение, 1983.

[3] Партола И.С. Результаты проектирования и отработки капиллярных заборных устройств торового топливного бака РБ «Бриз-М». *Аэрокосмические технологии. Первая междунар. науч.-технич. конф., посв. 90-летию со дня рождения академика В.Н. Челомея: сб. докл. МГТУ им. Н.Э. Баумана*. Москва, Машиностроение, 2004, с. 19–22.

[4] Sapozhnikov V.B., Korolkov A.V. Mathematical modeling of a spacecrafts' fuel tank empty in-gin the orbital flight conditions. *Physical and Mathematical Problems of Advanced Technology Development: Abstracts of International Scientific Conference*, Moscow, BMSTU, 2014, pp. 80–81.

[5] Сапожников В.Б., Полянский А.Р., Корольков А.В., Константинов С.Б., Александров Л.Г. Экспериментальная оценка невырабатываемых остатков топлива в баках с внутрибаковыми устройствами капиллярного типа для двигательных установок космических аппаратов. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2019, вып. 12. http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-12-1941

[6] Сапожников В.Б., Корольков А.В., Константинов С.Б., Александров Л.Г. Экспериментальная оценка невырабатываемых остатков топлива разгонных блоков на заключительных этапах полета. *Труды МАИ*, 2020, № 110.
https://doi.org/10.34759/trd-2020-110-7

[7] Пилипенко О.В., Дегтярев А.В., Заволока А.Н., Кашанов А.Э., Николаев А.Д., Свириденко Н.Ф., Башлий И.Д. Определение параметров газожидкостных структур, формирующихся в компонентах топлива при запуске маршевого двигателя космической ступени с малыми уровнями заполнения ее баков. *Техническая механика*, 2014, № 4, с. 3–13.

[8] Александров Л.Г., Константинов С.Б., Платов И.В., Новиков Ю.М., Большаков В.А., Партола И.С. Применение комбинированных пористо-сетчатых материалов в конструкциях фазоразделительных и фильтрующих устройств космических жидкостных ракетных двигательных установок: современное состояние и проблемы. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, вып. 3.
http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2023-3-2259

[9] Куденцов В.Ю., Куденцов А.В. Положение жидких остатков топлива в баке отработанной ступени ракеты при баллистическом спуске. *Омский научный вестник. Сер. Авиационно-ракетное и энергетическое машиностроение*, 2021, т. 5, № 1, с. 53–60. https://doi.org/10.25206/2588-0373-2021-5-1-53-60

[10] Сапожников В.Б., Полянский А.Р., Корольков А.В. Расчет минимального запаса топлива, находящегося в контакте с внутрибаковым устройством, для обеспечения работы жидкостного ракетного двигателя в условиях невесомости. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2021, вып. 3.
http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2021-3-2063

[11] Сапожников В.Б., Корольков А.В., Авраамов Н.И. Влияние времени выхода на режим маршевого ЖРД на процесс опорожнения топливного бака летательного аппарата в условиях свободного орбитального полета. *Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана*, 2015, № 11, с. 603–617.
http://dx.doi.org/10.7463/1115.0818818

[12] *Руководство пользователя FlowVision. Версия 3.12.04*. Российский CAE-пакет для междисциплинарного моделирования устройств и физических процессов. № 2504 Реестра российского программного обеспечения, утвержденного Приказом Минкомсвязи России от 23.12.2016 № 682.

УДК 544+621.4

Численное моделирование нестационарного воспламенения ракетного двигателя малой тяги на топливе кислород и метан тягой 50 Н

Коптев Илья Иванович koptevilya@bmstu.ru, SPIN-код: 4524-3624
Ворожеева Олеся Андреевна oa-vorozheeva@bmstu.ru, SPIN-код: 3219-8511

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проведено численное моделирование течения и воспламенения компонентов топлива в двигателе малой тяги в программном комплексе Ansys Fluent с использованием модели горения Finite-Rate Kinetics, которая работает в паре с редуцированным кинетическим механизмом горения, состоящего из трех реакций. Получены картины процесса заполнения компонентами топлива заклапанных полостей и объема форсуночной головки, оценена задержка воспламенения, получена зависимость нарастания давления в камере сгорания после воспламенения. Выработаны рекомендации по улучшению натурного двигателя прототипа.

Ключевые слова: *математическое моделирование, ракетный двигатель малой тяги, экологически чистые компоненты топлива, схема смешения*

Проектирование ракетного двигателя малой тяги (РДМТ) связано с решением множества задач с целью получения требуемых характеристик. Одной из основных проблем при проектировании РДМТ, которая влияет на качественные параметры всей установки в целом, является воспламенение топлива. Для оптимального решения указанной проблемы необходимо выполнить ряд требований, чтобы двигатель исправно функционировал на протяжении всего срока эксплуатации, а именно:

– минимальный объем заклапанных полостей который обеспечивает наименьшую задержку воспламенения,

– оптимальное соотношение компонентов топлива в районе свечи зажигания в начальный момент времени,

– наличие обдува свечи одним из компонентов для минимизации возможности ее перегрева,

– наличие зон обратных токов, что обеспечит возможность отключения свечи зажигания на непрерывном режиме работы.

На этапе проектирования целесообразно применять методы численного моделирования для решения поставленных задач так как они значительно снижают затраты на проектирование.

Целью работы является проверка воспламенения двигателя, а также получение зависимостей параметров в камере сгорания при воспламенении методами численного моделирования РДМТ тягой 50 Н космического малого разгонного блока в программном комплексе (ПК) Ansys Fluent [1].

В работе моделируются процессы заполнения заклапанных полостей и воспламенение топлива от свечи зажигания. В модели используются

уравнения сохранения энергии, сохранения количества движения, неразрывности, уравнение переноса вещества. Для замыкания системы использованы уравнение состояния идеального газа и модель турбулентности SST k–ω. Моделирование горения в камере сгорания происходит по модели Finite-Rate Kinetics, которая работает в паре с редуцированным кинетическим механизмом горения, состоящего из трех реакций. Для моделирования воспламенения от искровой свечи зажигания применялась модель «Spark Model», которая позволяет заменить искровой разряд областью с высокой температурой, необходимой для инициации химических реакций.

В качестве прототипа двигателя использовался РДМТ с многокаскадной камерой описанный в работах [2–5]. Расчетная область представляет собой четверть объема камеры сгорания с условием периодичности, которое позволяет моделировать закрутку компонентов топлива. В качестве граничных условий задавались массовые расходы газообразных кислорода и метана на входе в коллекторы при давлении за клапаном, а также давление выхода из расчетной области. Для моделирования запуска в условиях космоса расчетная область инициализировалась давлением 1000 Па. Начальная температура рабочего тела принималась равной 300 K, давление на входе компонентов соответствует давлению за клапаном.

В результате проведенных расчетов получены картины распределения концентраций компонентов топлива по сечениям камеры в разные моменты времени, оценено время задержки воспламенения, получены зависимости нарастания давления в камере после воспламенения топлива. По полученным данным выработаны рекомендации для совершенствования натурного модельного двигателя.

Работа выполнена в рамках реализации программы развития передовой инженерной школы «Системная инженерия ракетно-космической техники» МГТУ им. Н.Э. Баумана.

Литература

[1] Ansys Fluent User's Guide. Ansys Inc., 2021.

[2] Коптев И.И., Ворожеева О.А. Математическое моделирование смешения и горения газообразных компонентов топлива «кислород+метан» в камере РДМТ тягой 50 Н космического малого разгонного блока на непрерывном режиме работы. *Ракетно-космические двигательные установки. Всерос. науч.-технич. конф.: сб. матер.* Москва, Первый том, 2023, с. 113–114.

[3] Федотова К.В., Ковалев К.Е., Ворожеева О.А. Численное моделирование горения в камере модельного ракетного двигателя малой тяги на газообразных компонентах кислород — метан. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, № 7. https://doi.org/10.18698/2308-6033-2023-7-2292

[4] Рыжков В.В., Морозов И.И., Лапшин Е.А. Компьютерное проектирование ракетных двигателей малой тяги с использованием базы знаний в предметной области и CAE/CAD систем. *Вестник Самарского государственного аэрокосмического уни-*

верситета имени академика С.П. Королёва, 2019, № 4 (18), с. 106–116. https://doi.org/10.18287/2541-7533-2019-18-4-106-116

[5] Рыжков В.В., Морозов И.И. К вопросу выбора схемы смесеобразования ракетных двигателей малой тяги на газообразном кислородно-водородном топливе. *Вестник Самарского университета. Аэрокосмическая техника, технологии и машиностроение*, 2018, т. 17, № 3, с. 103–115.

https://doi.org/10.18287/2541-7533-2018-17-3-103–115

УДК 533

К вопросу о расчете потенциала стенки сопла твердотопливного ракетного двигателя вследствие электризации

Завражин Владимир Александрович zavrazhinva@student.bmstu.ru
Онуфриев Валерий Валентинович onufryev@bmstu.ru, SPIN-код: 7601-5159
Филатов Сергей Игоревич sergej.filatov.14@inbox.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Исследование процессов электризации двигателей является актуальной проблемой, решение которой позволит улучшить электрофизические параметры двигателей, избежать пробоев, паразитных утечек заряда и т. д. Одним из основных процессов возникновения потенциала на стенке сопла двигателя является амбиполярная диффузия, вызванная градиентом электронного давления вследствие их высокой подвижности. В работе представлена методика расчета напряжения в области двойного слоя и амбиполярной диффузии, и результаты расчетов. Определены величины напряжения по длине сопла и глубине пристеночного слоя. Расчеты выполнены тремя способами, результаты находятся в хорошем соответствии.

Ключевые слова: *плазма, амбиполярная диффузия, двойной слой, амбиполярный потенциал, потенциал на двойном слое*

Ракетный двигатель твердого топлива относится к классу химических двигателей, в которых газообразное рабочее тело образуется в процессе сгорания твердого ракетного топлива. Химическая энергия топлива в процессе горения переходит в тепловую энергию (теплосодержание) продуктов сгорания, затем в сопле преобразуется в кинетическую энергию истекающего потока плазмы продуктов сгорания (ПС).

Вследствие высокой подвижности электронов в плазме ПС наблюдается радиальный отток их на стенку сопла, это приводит к образованию плавающего потенциала на стенке (объемный заряд электронов на стенке ускоряет из объема ионы и тормозит электроны, в результате возникает поток частиц с одинаковыми скоростями — амбиполярная диффузия). Вследствие этого процесса возникает электрическое поле в области у стенки, которое препятствует разделению зарядов: градиент электронного давления уравновешивается полем от плавающего потенциала. Таким образом, возникает процесс электризации стенки сопла двигателя.

В работе рассмотрены термодинамические характеристики потока и электризация стенки вследствие амбиполярной диффузии. В качестве исходных данных задано твердое топливо (ПХА/НТРВ/Al), давление в камере сгорания 4,5 МПа, геометрия закритической части сопла.

Расчет термо- и газодинамических характеристик потока, его фазового состава (давление, температура, скорость, а также равновесные концентрации

заряженных и нейтральных частиц в различных сечениях сопла) выполнены с помощью программного пакета TERRA [1]. Расчеты выполнены с шагом 0,1 м вдоль оси сопла. По результатам расчета равновесного состава компонент продуктов сгорания с помощью программного пакета TERRA определены основные ионы, которые в дальнейшем учитывались при расчете потенциала: хлора Cl^- и алюминия Al^+, а также электроны e^-.

На основе модели, предложенной в [2], проведен расчет амбиполярного потенциала в приближении постоянства температур и концентрация в ядре потока. Для расчета изменения амбиполярного потенциала по глубине двойного слоя используется величина радиуса Дебая и значение потенциала в данном сечении [2]. Результаты расчета показали, что радиус Дебая в рассматриваемых сечениях лежит в пределах от 0,15 мкм до 5,07 мкм, а потенциал на двойном слое изменяется от –1,69 до –1,23 В.

С помощью программного пакета Ansys Fluent [3] получено радиальное распределение температуры компонент потока ПС в пристеночной области сопла. Полученные данные были линейно аппроксимированы с помощью программного пакета MathCAD и использованы для определения концентрация заряженных частиц по сечению. Эти данные использовались для расчета амбиполярного потенциала вторым способом.

Третий способ расчета амбиполярного потенциала основан на использовании химический реакций продуктов сгорания с целью получения констант, которые определяют скорости процессов ионизации и рекомбинации заряженных частиц. Расчет констант скорости ионизации и скорости рекомбинации проведен на основе модели и методик [4, 5]. На основе полученных результатов реализовано дифференциальное уравнение диффузии в амбиполярном слое [2], которое решалось численными методами помощью программного комплекса MathCAD. По результатам решения дифференциального получено распределение концентрации заряженных частиц в амбиполярном слое, а также определена его толщина всех интересующих нас сечениях сопла.

По полученным распределениям концентрации заряженных частиц в пристеночной области сопла построено распределение амбиполярного потенциала для всех рассматриваемых сечений [2]. Падение напряжение, обусловленное амбиполярной диффузией, в критическом сечение сопла составляло –2,56 В, а срезе сопла –1,79 В.

По результатам работы получено распределение потенциала в двойном слое, распределение концентрации в пристеночной области сопла и, соответственно, распределение амбиполярного потенциала также в пристеночной области сопла. Расчеты проведены для 6 различных сечений закритической части сопла. Результаты численных расчетов аппроксимированы и построены в программном пакете Microsoft Excel.

Работа выполнена при финансовой поддержке проекта № 0705-2020-0044 фундаментальных научных исследований Министерства науки и высшего образования Российской Федерации.

Литература

[1] Трусов Б.Г. TERRA — Моделирование фазовых и химических равновесий: Методические указания. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013.

[2] Митчнер М., Кругер Ч. *Частично ионизованные газы*. Москва, Мир, 1976.

[3] Шаблий Л.С., Кривцов А.В., Колмакова Д.А. Компьютерное моделирование типовых гидравлических и газодинамических процессов двигателей и энергетических установок в Ansys Fluent. Самара, Изд-во Самарского ун-та, 2017.

[4] Swihart M.T., Catoire L., Legrand B., Gökalp I., Paillard C. Rate constants for the homogeneous gas-phase Al/HCl combustion chemistry. *Combustion and Flame*, 2003, no. 132, pp. 91–101. https://doi.org/10.1016/S0010-2180(02)00426-1

[5] Andreazza C.M., de Almeida A.A., Vichietti R.M. Formation of AlCl by radiative association. *Monthly Notices of the royal astronomical society*, 2018, no. 477, pp. 548–551. https://doi.org/10.1093/mnras/sty753

УДК 629.7.036.54

Анализ энергетических характеристик жидкостных двигательных установок с электронасосным агрегатом

Саркисов Александр Вадимович[1] sasha.sarkisov.06@mail.ru
Полянский Александр Ромилович[2] polyanskiy@bmstu.ru, SPIN-код: 9835-4488

[1] *ЦИАМ им. П.И. Баранова*

[2] *МГТУ им. Н.Э. Баумана*

Настоящая работа посвящена численному анализу энергетических характеристик жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) с электронасосным агрегатом (ЭА). Рассмотрена серия энергоемких материалов, применяемых для питания ЭА. Проведен массовый и скоростной анализ на основе расчета орбитального полета аппарата при различных конфигурациях полетной миссии: выход на орбиту Земли, переход с орбиты Земли на орбиту Луны. На основании полученных результатов численного анализа сделаны выводы об оптимальности применения энергоемких материалов для ЭА.

Ключевые слова: *жидкостной ракетный двигатель, электронасосный агрегат*

В ближайшие годы ожидается значительный рост спроса на рынке запусков малых спутников массой менее 500 кг [1]. В сочетании с необходимостью гибкого графика запуска спутников, создание специализированных небольших ракет-носителей становится одним из приоритетных направлений разработок. Принципиальным является обеспечение конкурентоспособности ракеты-носителя на фоне существующих запусков более тяжелого класса, выводящих небольшие спутников в качестве вторичной полезной нагрузки. Следовательно, значительная часть затрат на разработку ракеты-носителя сосредоточена на ее двигателях [2].

Развитие технологий электронасосных агрегатов в жидкостных ракетных двигателях является перспективным направлением исследований. Их применение позволит снизить тепловое напряжение на конструкцию насосного агрегата, уменьшить его вес, улучшить управление [3–6]. Литиевые аккумуляторы, такие как литий-ионные, литий-полимерные и литий-серные, получили широкое распространение во многих сферах деятельности. Однако, имея относительно высокие показатели удельной энергоемкости, литиевые аккумуляторы не пригодны для создания больших значений тока за короткий промежуток времени вследствие их медленной скорости зарядки и разряжения. Ведутся исследовательские работы по поиску новых энергоемких материалов, удовлетворяющих характеристикам режимов работы насосных агрегатов жидкостных ракетных двигателей (ЖРД). По мере развития технологий аккумуляторов и управления питанием целесообразность применения электронасосов для миссий по исследованию околоземного и дальнего космического пространства будет только расти.

В данной работе проведено исследование эффективности применения известных материалов [7–9] в качестве источников электрической энергии для привода насосного агрегата жидкостного ракетного двигателя. Проведен массовый анализ насосной системы подачи с применением электродвигателя в качестве привода основных насосов. Выполнены численные расчеты энергетических и скоростных характеристик космического аппарата с электронасосным агрегатом на траекториях выхода на орбиту Земли и переход с орбиты Земли на орбиту Луны.

Расчет траектории вывода полезной нагрузки с поверхности Земли происходит до орбиты Кармана, выступающей контрольной в данной работе. Для получения переходной траектории с орбиты Кармана на окололунную орбиту расчет проводился по упрощенной математической модели сфер влияния с применением метода склеивания конических сечений [10]. Оптимизация траекторий в обеих постановках осуществляется по скоростным и энергетическим характеристикам летательного аппарата применением итерационного метода оптимизации Simplex [11] по нескольким параметрам.

В результате численного расчета и систематизации полученных данных приведена графическая визуализация зон оптимального применения материалов в качестве источников электрической энергии для ракетных электронасосных агрегатов, сделаны выводы о целесообразности их применения. Дана качественная оценка перспектив использования электродвигателей в ЖРД.

Литература

[1] Doncaster B., Williams C., Shulman J. *Nano/Microsatellite Market Forecast, SpaceWorks Enterprises*. Atlanta, USA, 2017.

[2] Koelle D.E. Handbook of Cost Engineering and Design of Space Transportation Systems. TCS — TransCostSystems, Ottobrunn, Germany, 2013.

[3] Мухамедов Л.П. *Основы проектирования транспортных космических систем*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018.

[4] Добровольский М.В. *Жидкостные ракетные двигатели. Основы проектирования*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2005.

[5] Sutton G.P., Biblarz O. *Rocket Propulsion Elements*. Wiley, 2016.

[6] Овсянников Б.В., Боровский Б.И. *Теория и расчет агрегатов питания жидкостных ракетных двигателей*. Москва, Машиностроение, 1986.

[7] Waxenegger-Wilfing G., dos Santos Hahn R.H., Deeken J. Studies on Electric Pump-Fed Liquid Rocket Engines for Micro-Launcher. *Conference: Space Propulsion*, 2018.

[8] Груздев В.И. Концептуальные подходы к разработке аккумуляторных батарей с повышенной удельной энергоемкостью для авиационно-космических применений. *Вопросы электромеханики*, 2015, т. 147, с. 38–44.

[9] Hyun-Duck Kwak, Sejin Kwon, Chang-Ho Choi. Performance assessment of electrically driven pump-fed LOX/kerosene cycle rocket engine: Comparison with gas generator cycle. *Aerospace Science and Technology*, 2018, vol. 77, pp. 67–82.
https://doi.org/10.1016/J.AST.2018.02.033

[10] Chobotov V. *Orbital Mechanics*. Reston, American Institute of Aeronautics & Astronautics, 2002.

[11] Ferreira S.L.C., Bruns R.E., Ferreira H.S., Matos G.D., David J.M., Brandão G.C., Silva E.G.P., Portugal L.A., Reis P.S., Souza A.S., Santos W.N.L. Box-Behnken design: an alternative for the optimization of analytical methods. *Analytica Chimica Acta*, 2007, vol. 597, pp. 179–186. https://doi.org/10.1016/j.aca.2007.07.011

УДК 537.874.4

Численное моделирование горения в турбулентном двухфазном потоке с использованием двухконтинуального подхода и функции плотности распределения вероятности

Гоголь Даниил Владиславович daniil-gogol@mail.ru
Федотова Ксения Викторовна fedotova@bmstu.ru, SPIN-код: 6653-4730

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Разработана математическая модель и реализован алгоритм расчета характеристик горения в турбулентном двухфазном потоке в канале постоянного сечения для различного дисперсного состава конденсированной фазы с использованием функции плотности распределения вероятности на языке программирования Python. Для верификации полученных результатов проведено численное моделирование в программном комплексе Ansys Fluent. Течение газовой фазы описывается в консервативной постановке уравнениями неразрывности, сохранения количества движения и энергии, замкнутыми уравнениями состояния идеального газа и модели турбулентности. Траектории частиц рассчитываются в лагранжевой постановке.

Ключевые слова: *функция плотности распределения вероятности, горение, двухфазный поток, консервативная постановка, лагранжева постановка, порошкообразные металлы*

Несмотря на широкую область применения порошкообразных металлов (ПМ) в различных энергетических силовых установках и многолетний опыт исследования характеристик их горения в турбулентных высокоэнтальпийных потоках, до сих пор не удается в полной мере реализовать их энергетический потенциал в связи со сравнительно малыми скоростями воспламенения и горения [1]. В виду сложности и высокой стоимости современных экспериментальных методов диагностики реагирующих потоков, актуальными являются расчетные исследования, направленные на определение основных физико-химических процессов, протекающих при горении ПМ в условиях, близких к реальным.

В турбулентном потоке, как известно, происходят постоянные изменения как осредненных, так и пульсационных величин теплофизических параметров, связанных с пульсациями температуры, состава среды и давления. Сложность учета этих изменений усугубляется корреляцией с пульсациями скорости потока. Характерной особенностью процессов в камере сгорания энергетических силовых установок является также влияние турбулентности на переносные свойства среды. Перенос турбулентными вихрями тепла и массы существенным образом сказывается на всех характеристиках потока. В многофазных системах с интенсивными химическими реакциями, при определенных условиях, может не устанавливаться локальное термодинамическое равновесие, а наиболее медленными релаксационными процессами являются как раз процессы межфазного взаимодействия.

В настоящей работе разработана математическая модель и реализован алгоритм на языке программирования Python по расчету характеристик горения ПМ в турбулентном высокоэнтальпийном потоке газа в канале постоянного сечения на основе фундаментальных законов сохранения массы, импульса и энергии с учетом наличия объемных источников массы и тепловыделения [2]. Перспективными направлением анализа двухфазных турбулентных пламен является статистический подход, основанный на использовании метода функций плотности распределения вероятности (ПРВ) [3–5]. В общем случае аргументами функции ПРВ помимо пространственных координат и времени являются термодинамические параметры газовой и конденсированной фаз. В настоящей работе по аналогии с [6] используется функция совместной плотности распределения, аргументами которой приняты время, декартовы координаты, радиус и температура частицы ПМ.

Для верификации разработанной математической модели и алгоритма расчета проведено сравнение полученных результатов с результатами численного моделирования задачи в аналогичной постановке средствами Ansys Fluent. Расчеты основаны на решении нестационарной системы уравнений Навье — Стокса, осредненной по Рейнольдсу, замкнутой моделью турбулентности и уравнением состояния идеального газа. Теплофизические свойства газовой фазы задаются в виде полиномиальных зависимостей от температуры. Влияние высокотемпературного турбулентного потока газовой фазы на частицы ПМ моделируется посредством квазиглобальной реакции, выбранной на основе анализа литературы [1].

Разработана двумерная по пространственным координатам математическая модель горения полидисперсной совокупности частиц ПМ с использованием функции ПРВ. Разработан и реализован на языке программирования Python устойчивый численный метод решения системы дифференциальных уравнений. Выявлены особенности пространственной структуры турбулентного течения в канале постоянного сечения. В перспективе разработанный метод позволит проводить комплексный анализ характеристик горения двухфазных турбулентных потоков.

Литература

[1] Ягодников Д.А. *Воспламенение и горение порошкообразных металлов*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009.

[2] Гавин А.Б., Медведев В.А., Наумов Н.А. Модель двухфазной турбулентной струи с учетом гетерогенного горения частиц. *Физика горения и взрыва*, 1988, т. 24, № 3, с. 12–17.

[3] Либби П.А., Вильямс Ф.А. *Турбулентные течения реагирующих газов*. Москва, Мир, 1983.

[4] Кузнецов В.Р., Сабельников В.А. *Турбулентность и горение*. Москва, Наука, 1986.

[5] Басевич В.Я., Володин В.П., Перегудов Н.И. Определение функции плотности вероятности температуры расчетом турбулентного пламени по мгновенным параметрам. *Физика горения и взрыва*, 1990, т. 26, № 6, с. 22–26. https://doi.org/10.1007/BF00786500

[6] Романова Т.Н., Ягодников Д.А., Щетинин Г.А. Численное моделирование горения аэровзвеси частиц алюминия с использованием функции плотности распределения вероятности и двух пространственных координат. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Естественные науки*, 2018, № 6, с. 75–91. https://doi.org/10.18698/1812-3368-2018-6-75-91

УДК 621.4

Исследование электрофизических характеристик продуктов сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя на порошкообразном алюминии численными методами

Зайцев Владимир Николаевич zaitsevvn@bmstu.ru, SPIN-код: 7049-2955
Ягодников Дмитрий Алексеевич daj@bmstu.ru, SPIN-код: 7649-7953

МГТУ им. Н.Э. Баумана

При горении алюминия в воздухе образуется конденсированная фаза в виде оксида алюминия — корунда. Вследствие высоких температур (3500–4000 К) инициируются продукты сгорания (ПС) и в потоке образуются положительно и отрицательно заряженные ионы, а также электризуются частицы к-фазы. В работе рассмотрена математическая модель горения алюминия в камере сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя (ПВРД) с учетом уравнений газодинамики и электрофизики. Расчеты выполнены в программном комплексе Ansys с использованием пакета Fluent. В ходе расчета получены поля температур, давления, состава смеси и магнитной индукции, газовой и конденсированной фаз по длине проточного тракта.

Ключевые слова: *прямоточный воздушно-реактивный двигатель, ионизация, горение алюминия, конденсированная фаза, магнитное поле*

Разработка новых летательных аппаратов требует детального изучения влияния параметров рабочего процесса ракетных и реактивных двигателей на их интегральные характеристики. Одним из перспективных направлений ракетостроения является создание прямоточных воздушно-реактивных двигателей на порошкообразном металлизированном горючем (алюминии). При высоких температурах и скоростях потока в камере сгорания (КС) использование традиционных контактных методов диагностики внутрикамерных параметров нецелесообразно, и для их определения разрабатываются неинвазивные методы диагностики, в частности по характеристикам собственного электромагнитного поля [1]. Цель работы заключается в математическом моделировании и расчете характеристик электромагнитного поля двухфазного рабочего тела в камере сгорания ПВРД на порошкообразном алюминии.

Математическое моделирование рабочих процессов в камере сгорания ПВРД является неотъемлемой частью разработки силовой установки данного типа, поскольку позволяет провести оптимизацию ее характеристик на основе многопараметрического исследования, а также изучить устойчивость горения задолго до производства опытных образцов. При использовании в качестве горючего порошкообразного алюминия задача моделирования усложняется, так как помимо физико-химических взаимодействий в газообразном реагирующем потоке необходимо учитывать фазовые превращения и гетерогенные реакции на границе раздела фаз.

В математической модели, составленной в двухконтинуальной постановке, использованы уравнения неразрывности, сохранения массы, количества движения и энергии, дополнены уравнениями электризации к-фазы за счет влияния ионизированного потока ПС. В качестве объекта моделирования принята модельная камера сгорания ПВРД, в которую подается предварительно перемешанная смесь алюминия и воздуха. Построена расчетная область с помощью CAD-системы SolidWorks и в программном комплексе Ansys Meshing сгенерирована сетка и проведены дальнейшие расчеты в осесимметричной постановке.

Поскольку в наборе встроенных физических моделей и свойств материалов программы Ansys Fluent отсутствует возможность настройки особенностей горения алюминия, а также некоторых свойств его конденсированной фазы и продуктов сгорания, поэтому на языке программирования С составлены пользовательские функции UDF (User-defined functions) [2], добавляющие необходимые свойства материалов и уравнения [3]. Процессы электризации частиц к-фазы, в качестве которых рассматриваются сначала воспламеняющиеся частицы алюминия, а затем частицы его оксида, моделируются уравнением, учитывающим размеры частицы, радиус Дебая и соотношение концентрации электронов в продуктах сгорания и у поверхности частицы (формула Ричардсона — Дешмана) [4]. Характеристики электромагнитного поля, генерируемого ионами и свободными электронами, определяются в предположении, что все электроны уходят в заземленную стенку КС.

Расчеты проведены в нестационарной постановке, для замыкания системы осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса используется двухпараметрическая модель турбулентности k–ω SST и уравнение состояния идеального газа. В качестве граничных условий заданы массовые расходы окислителя и горючего, их начальные температуры, давление окружающей среды. Приняты следующие допущения: стенка адиабатическая, в КС подается предварительно нагретый воздух, частицы горючего имеют форму шара с одинаковым диаметром, радиационный теплообмен не учитывается.

В результате расчета получены распределения температуры и давления, а также линий магнитного поля по длине камеры сгорания и в истекающей из сопла струи продуктов сгорания алюминиево-воздушной смеси при различных значениях массовой концентрации порошкообразного алюминия и давления в камере сгорания. Полученные данные позволят получить зависимость напряженности магнитного поля, создаваемого ионами и заряженными частицами, от давления в КС и сравнить их с результатами проведенных экспериментов.

Литература

[1] Ягодников Д.А., Рудинский А.В. Диагностика ракетных и реактивных двигателей по характеристикам собственного электромагнитного поля продуктов сгорания. *Теплофизика высоких температур*, 2017, т. 55, № 5, с. 828–845. https://doi.org/10.7868/S0040364417050210

[2] Ansys Fluent Customization Manual. Ansys Inc., 2021.

[3] Ягодников Д.А. *Горение порошкообразных металлов в газодисперсных средах*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018.

[4] Фортов В.Е., Храпак А.Г., Храпак С.А., Молотков В.И., Петров О.Ф. Пылевая плазма. *Успехи физических наук*, 2004, т. 174, № 5, с. 495–544. https://doi.org/10.3367/UFNr.0174.200405b.0495

УДК 536.46

Экспериментальное исследование спектральных характеристик двухкомпонентной аэровзвеси частиц борсодержащего горючего и порошкообразного окислителя в свободном объеме

Гаца Марина Юрьевна
Федотова Ксения Викторовна fedotova@bmstu.ru, SPIN-код: 6653-4730
Володин Лев Юрьевич

МГТУ им. Н.Э. Баумана, Москва, Россия

Исследованы спектральные характеристики горения аэровзвесей и особенности распространения в них сферически-симметричного фронта пламени. Аэровзвесь представляет собой взвешенные в воздухе частицы окислителя и горючего. В качестве порошкообразного горючего используется диборид алюминия, а в качестве окислителя – перхлорат аммония и перхлорат калия. В эксперименте проводится скоростная видеосъемка процесса горения аэровзвеси с частотой 240 кадра в секунду, и регистрация спектра эмиссии продуктов сгорания. Скорость распространения пламени рассчитывается путем анализа кинограмм — проводится покадровая обработка по определению размеров аэровзвеси. Зарегистрировано снижение интенсивности спектра излучения на 25 % с увеличением коэффициента избытка окислителя.

Ключевые слова: *аэровзвесь, воспламенение, горение, диборид алюминия, перхлорат аммония, сферически-симметричный фронт*

Для экспериментального исследования характеристик горения аэровзвесей и распространения сферически-симметричного фронта пламени разработана модельная установка, позволяющая осуществлять распыливание и воспламенение частиц порошкообразных металлических горючих (ПМГ) и окислителей. Установка состоит из штатива и закрепленной с помощью зажима тонкостенной оболочки, заполненной навеской ПМГ. Зажигание навески порошков осуществляется подачей электрического тока от пускового устройства на воспламенитель. Под действием избыточного давления продуктов сгорания (после инициации процесса горения навески) разрушается тонкостенная оболочка, и таким образом создается двухкомпонентная аэровзвесь порошкообразных горючего и окислителя, которые вступают в химические реакции с воздухом (O_2) и продуктами разложения перхлората аммония/калия.

Система регистрации состоит из спектрометра модели S100 (разрешение 3648 px, диапазон длин волн: λ = 200 нм…1100 нм) и высокоскоростной видеокамеры Evercam 4000-32-C (разрешение 1280×860 px; частота кадров до 4000 Гц). Расстояние от места горения аэровзвеси до точки установки системы регистрации составляет 4–5 м. Перед началом экспериментальных исследований выполняется калибровка спектральной шкалы через известный спектр горения частиц магния.

В данной работе используется диборид алюминия (AlB_2) марки ДБ-мкм, а также перхлорат калия (ПХК) марки Каделин и перхлорат аммония (ПХА) марки РА-3. Проведен дисперсный анализ исследуемых порошков на лазерном дифракционном анализаторе Horiba LA-960 (Япония) в качестве дисперсной среды использовался 95% раствор C_2H_5OH. Для частиц AlB_2 получены следующие значения эквивалентных диаметров и дисперсий: d_{10} = 5,05 мкм, σ_{10} = 1,03 мкм; d_{32} = 7,66 мкм, σ_{32} = 1,05 мкм; d_{43} = 8,51мкм, σ_{43} = 1,26 мкм; а для частиц ПХК: d_{10} = 10,85 мкм, σ_{10} = 4,96 мкм; d_{32} = 16,43 мкм, σ_{32} = = 10,86 мкм; d_{43} =20,63 мкм, σ_{43} = 9,83 мкм. Дисперсный анализ ПХА дал следующие результаты: d_{10} = 10,67 мкм, σ_{10} = 14,79 мкм; d_{32} = 71,85 мкм, σ_{32} = = 41,61 мкм; d_{43} = 95,94 мкм, σ_{43} = 42,95 мкм. Порошки окислителя и горючего загружаются без уплотнения в тонкостенный зонд. Каждый экспериментальный образец весит 10 г.

Проведена серия экспериментальных исследований характеристик распространения сферически-симметричного пламени по двухкомпонентной аэровзвеси с борсодержащим горючим и порошкообразным окислителем при различных значениях коэффициента избытка окислителя (α): 0,15, 0,35, 0,5, 1, 1,5. Измеренные времена горения двухкомпонентной аэровзвеси в зависимости от концентраций окислителя и горючего составили от 1,3 с до 5,2 с. Для каждого значения α определялись размеры аэровзвеси, видимая скорость распространения пламени, спектр продуктов сгорания и динамика изменения спектральных характеристик в процессе горения аэровзвеси.

Как и в предыдущих исследованиях [1–4], наблюдалось двухстадийное (ламинарное и турбулентное) распространение пламени по аэровзвеси. Размеры аэровзвеси определялись в несколько этапов: по кадрам скоростной видеосъемки выделялись зоны горения; определялись их площади; затем вычислялись средний радиус зоны горения. Максимальный размер наблюдался при использовании навески AlB_2 с ПХК при α = 0,15. Максимальная интенсивность спектра излучения была при следующих длинах волн: $\lambda \sim$ 422, 560, 594, 769, что соответствует эмиссии парообразных субоксидов Al_2O_3 и BO_2. Установлено, что интенсивность эмиссионного спектра снижалась с ростом α, т. е. интенсивность горения диборида алюминия падала.

Результаты выполненных экспериментальных исследований позволяют сделать вывод о возможности реализации устойчивого горения двухкомпонентной аэровзвеси на основе полидисперсных частиц AlB_2 и ПХК микронного размера.

Литература

[1] Алексеев А.Г., Судакова И.В. Скорость распространения пламени в аэровзвеси металлических порошков. *Физика горения и взрыва*, 1983, т. 19, № 5, с. 34–36.

[2] Шевчук В.Г., Безродных А.К., Бойчук Л.В., Кондратьев Е.Н. Горение газовзвесей частиц алюминия в свободном объеме. *Физика горения и взрыва*, 1986, т. 22, № 5, с. 40–43.

[3] Ао В., Чжоу Цз.-Х., В Ян.-Цз., Лю Цз.-Ч., Ван Ю., Цень К.-Ф. Воспламенение, горение и окисление смесей порошков аморфного и кристаллического бора. *Физика горения и взрыва*, 2014, т. 50, № 6, с. 47–53.

[4] Русин А.Д., Татевский В.М. Природа зеленого свечения и состав продуктов сгорания бора при температуре 3300 К. *Докл. АН СССР*, 1961, т. 7 (139), № 3, с. 630–633.

УДК 537.874.4

Исследование влияния массовой концентрации и размера частиц порошкообразного алюминия на фазу стоячей волны при экспериментальном определении скорости горения СВЧ-методом

Шостов Артем Константинович shostov@bmstu.ru, SPIN-код: 6212-8826
Федотова Ксения Викторовна fedotova@bmstu.ru, SPIN-код: 6653-4730
Козичев Владимир Владимирович ko_vv@bmstu.ru, SPIN-код: 4156-3403

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Скорость горения энергетических конденсированных систем (ЭКС) является функцией многих параметров, что осложняет ее расчет аналитическими методами. В связи с этим скорость горения определяется экспериментальным путем, в частности, с помощью микроволновой диагностики. В работе проведено экспериментальное исследование влияния массовой концентрации и размера частиц порошкообразного алюминия на характер изменения фазы стоячей волны. Проведено сравнение полученных результатов с эталонной градуировкой, а также с результатами математического моделирования.

Ключевые слова: *микроволновый метод диагностики, линейная скорость горения, энергетические конденсированные системы, порошкообразные металлы, дисперсность, порошкообразный алюминий*

На сегодняшний день в ракетно-космической отрасли повсеместно применяются двигательные установки на энергетических конденсированных системах (ЭКС). Одним из основных параметров ЭКС является линейная скорость горения, являющаяся функцией различных факторов [1]. Современный уровень развития теории горения ЭКС не позволяет рассчитывать линейную скорость горения чисто аналитическим способом. По этой причине величину скорости горения определяют с помощью экспериментов.

Перспективным методом определения скорости горения ЭКС является микроволновый метод диагностики [2]. Данный метод основан на определении параметров стоячей волны, которая образуется путем сложения падающей (от источника излучения) и отраженной (от границы раздела твердой и газообразной фаз) волн. При этом положение горящего свода однозначно определяет фазу стоячей волны. Подробно данный метод диагностики описан в [3].

Основными преимуществами данного метода являются высокие разрешающие способности по времени и пространству (порядка 1 мкс и 1 мкм, соответственно), а также отсутствие влияния слабого электромагнитного излучения на процессы горения. Данные особенности позволяют исследовать горение различных составов ЭКС в широком диапазоне давлений, а также при нестационарных режимах горения, в том числе в режиме резкой декомпрессии [4].

В то же самое время данный метод диагностики имеет ряд недостатков [5], к которым можно отнести требование высокой точности изготовления волноводного тракта, по которому распространяется электромагнитная волна. Наличие в конструкции некачественных стыков между элементами приводит к дополнительным отражениям, которые затруднительно учесть.

При исследовании линейной скорости горения ЭКС, содержащих порошкообразные металлические добавки, существует дополнительная проблема. При прохождении электромагнитной волны через образец ЭКС металлические частицы, взаимодействуя с волной, становятся источниками вторичного излучения, что может вносить дополнительные погрешности в измерение [6]. В данной работе проводится экспериментальное исследование влияния массовой концентрации и размера частиц порошкообразного алюминия на характер изменения фазы стоячей волны в волноводе при изменении длины исследуемого образца.

Для проведения экспериментов использовались составы ЭКС, в которых в качестве порошкообразной металлической добавки выступал алюминий марок АСД. Концентрация алюминия равнялась 1, 5 и 10 %; размер частиц порошка составлял 30 мкм, 10 мкм и 100 нм (марки алюминия АСД-1, АСД-6 и Alex, соответственно). Образцы каждого исследуемого состава имели цилиндрическую форму, которые дополнительно бронировались по боковой поверхности для обеспечения горения только по торцу. Образцы помещались в круглый волновод, соединенный с прямоугольным волноводом с помощью согласующих устройств, изготовленных из диэлектрика (фторопласт). В качестве источника электромагнитного излучения и измерителя параметров стоячей волны использовался векторный рефлектометр. При этом частота выходного сигнала равнялась 9 ГГц.

В результате получены графики зависимости изменения фазы стоячей волны от линейного перемещения торца исследуемых составов. Полученные данные сравниваются с эталонной градуировкой на короткозамкнутой нагрузке, а также с результатами математического моделирования.

Литература

[1] Липанов А.М., Алиев А.В. *Проектирование ракетных двигателей твердого топлива*. Москва, Машиностроение, 1995.

[2] Zarko V.E., Kuo K.K. Critical review of methods for regression rate measurements of condensed phase systems. *International Journal of Energetic Materials and Chemical Propulsion*, 1994, vol. 3, iss. 1–6, pp. 600–623.

[3] Ягодников Д.А., Сухов А.В., Сергеев А.В., Козичев В.В. Экспериментальная методика и модельная установка для исследования горения энергетических конденсированных систем при высоких давлениях. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение. Спец. вып. Энергетическое и транспортное машиностроение*, 2011, с. 63–73.

[4] Shelton S.V. A Technique for Measurement of Solid Propellant Burning Rates during Rapid Pressure Transients. *4th ICRPG Combustion Conference*, 1967, vol. 1, pp. 361–372.

[5] Ягодников Д.А., Сергеев А.В, Козичев В.В. Экспериментально-теоретическое обоснование повышения точности измерения скорости горения энергетических конденсированных систем СВЧ-методом. *Физика горения и взрыва*, 2014, т. 50, № 2, с. 51–61.

[6] Шостов А.К., Федотова К.В., Козичев В.В. Моделирование и расчет параметров процесса взаимодействия электромагнитной волны с единичной металлизированной частицей конденсированной фазы. *Инженерный журнал: наука и инновации*, 2023, № 5 (137), с. 1–12. https://doi.org/10.18698/2308-6033-2023-5-2275

УДК 621.317.2:454.2

Экспериментальное исследование влияния частиц конденсированной фазы на электрофизические свойства потока продуктов сгорания модельного жидкостного ракетного двигателя

Зайцев Владимир Николаевич zaitsevvn@bmstu.ru, SPIN-код: 7049-2955
Лоханов Игорь Викторович lokhanov@bmstu.ru, SPIN-код: 6391-4733
Новиков Алексей Олегович novikovao@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Проведено экспериментальное исследование влияния частиц конденсированной фазы на электрофизические свойства потока продуктов сгорания модельного жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). Получены осциллограммы и зависимости амплитуды колебаний датчика магнитного поля (ДМП) от давления в камере сгорания (КС). Проведен анализ сигнала ДМП, в результате которого сделан вывод, что датчики магнитного поля можно применять в качестве средств бесконтактной диагностики и систем аварийной защиты, поскольку наличие конденсированной фазы в потоке продуктов сгорания (ПС) изменяет спектральную характеристику сигнала.

Ключевые слова: *электромагнитная индукция, жидкостной ракетный двигатель, конденсированная фаза, система аварийной защиты*

Одной из важных проблем стендовой отработки жидкостных ракетных двигателей является создание методов бесконтактной диагностики рабочих процессов в реальном времени с максимальным быстродействием. К ним относятся диагностика по спектру излучения [1], акустическая диагностика [2] и электрофизическая диагностика [3]. Особенно актуальным представляется использование последней для систем аварийной защиты (САЗ) ЖРД [4]. В данной работе проведено экспериментальное исследование амплитудно-частотных характеристик магнитного поля продуктов сгорания модельного ЖРД с вводом частиц конденсированной фазы (к-фазы) в поток ПС, имитирующим разгар стенки камеры сгорания. Целью работы является определение зависимости напряженности магнитного поля ПС от режимов работы двигателя при наличии и отсутствии частиц к-фазы в потоке.

Эксперимент выполнен на модельном ЖРД, работающем на топливе газообразный кислород — этиловый спирт (75 % по объему), в конструкцию которого встроена секция порционного ввода порошкообразных металлов (хромоникелевый сплав или медь) с помощью аргона, что позволяет смоделировать унос материала стенки КС. На срезе сопла установлен датчик магнитного поля разработки МГТУ им. Н.Э. Баумана, чувствительным элементом которого является катушка индуктивности.

С помощью соленоида и генератора частотных сигналов, проведена градуировка ДМП, во время которой регистрировалась амплитуда выходного

напряжения датчика в зависимости от силы тока в цепи при фиксированной частоте. Проведена аппроксимация полученных данных линейной функцией, производная которой изменяется в зависимости от выбранной частоты. Режимные параметры регистрировались с помощью вычислительно-измерительного комплекса МІС-300М разработки АО НПП «Мера» с частотой опроса датчика магнитного поля f = 54 кГц, что позволяет провести анализ сигналов в широком диапазоне.

Получены графики амплитуды магнитного поля и давления в КС при различных соотношениях компонентов. Установлено, что с ростом давления в камере сгорания повышается концентрация положительных и отрицательных ионов, что способствует увеличению напряженности магнитного поля.

С помощью программного комплекса «WinПОС» проведен частотный анализ сигнала, полученного с ДМП. Обработка сигналов выполнена на основе алгоритмов быстрого преобразования Фурье и вейвлет-преобразования, особенностью которого является возможность анализа сигнала с локализацией одновременно по времени и частоте [5]. По полученным спектрограммам сделан вывод, что с вводом металлических частиц в поток ПС идентифицируются частоты, отличные от собственных частот работы модельного ЖРД.

В результате проведенных исследований определена зависимость напряженности магнитного поля от давления в камере сгорания при варьировании коэффициента избытка окислителя. Установлена возможность применения датчика магнитного поля на основе катушки индуктивности для диагностики ЖРД. При подаче частиц порошка в КС наблюдается изменение спектральной характеристики сигнала датчика магнитного поля, что может быть применено при создании систем аварийной защиты жидкостных ракетных двигателей.

Результаты исследований получены в рамках государственного задания Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (тема № 0705-2020-0044).

Литература

[1] Завелевич Ф.С., Головин Ю.М., Маницкий Ю.П., Мошкин К.Б., Романовский А.С. Бесконтактная диагностика ЖРД по спектру излучения факела. *Проблемы и перспективы развития двигателестроения: труды Междунар. науч.-техн. конф.: сб. тр.* Самара, СГАУ, 2003, с. 147–153.

[2] Ковалев К.Е, Ягодников Д.А., Бобров А.Н. Разработка бесконтактного акустического метода определения давления в камере сгорания модельного ракетного двигателя на твердом топливе. *Физика горения и взрыва*, 2023, т. 59, № 4, с. 78–84. https://doi.org/10.15372/FGV2023.9306

[3] Рудинский А.В., Лапицкий В.И., Ягодников Д.А. Влияние частиц конденсированной фазы на характеристики электромагнитного поля продуктов сгорания в проточном тракте ЖРД. Результаты экспериментальных исследований. *Физика горения и взрыва*, 2019, т. 55, № 5, с. 59–66. https://doi.org/10.15372/FGV20190507

[4] Ковалев В.И., Кузнецов С.В., Курина В.В., Пушкин Н.М., Ушков А.Н., Черных В.И. Системы контроля и бесконтактной диагностики рабочих процессов при проведении огневых испытаний ЖРД. *Труды НПО «Энергомаш»*, 2012, № 25, с. 373–394.

[5] *WinПОС. Пакет обработки сигналов.* Руководство пользователя. Мытищи, НПП «Мера», 2014.

УДК 620.178.6:678.8

Исследование напряженно-деформированного состояния трубчатых образцов из органопластика с датчиками на основе брэгговских решеток

Ягодников Дмитрий Алексеевич daj@bmstu.ru, SPIN-код: 7649-7953
Барышев Антон Николаевич baryshevan@bmstu.ru, SPIN-код: 4423-5285
Гриценко Татьяна Васильевна chobantv@yandex.ru, SPIN-код: 1867-4032
Соколов Сергей Владимирович engineer.sokolov@gmail.com
Таирова Людмила Павловна com-or@yandex.ru, SPIN-код: 9151-9198
Цветков Сергей Васильевич sergejtsvetkov@mail.ru, SPIN-код: 6613-3973

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлены результаты экспериментального исследования напряженно-деформированного трубчатых образцов из органопластика с внедренными оптическими волокнами и датчиками деформаций на основе брэгговских решеток. Отработаны методики испытаний трубчатых образцов на растяжение в окружном направлении при температурах от –50 °С до 200 °С. Дан анализ влияния особенностей нагружения на степень соответствия деформаций, измеренных с помощью брэгговских решеток и тензометрии.

Ключевые слова: *композитный материал, напряженно-деформированное состояние, оптическое волокно*

Тонкостенный трубчатый образец является распространенным объектом для изучения физико-механических характеристик полимерных композиционных материалов (ПКМ). Технологический процесс изготовления трубчатого образца во многом идентичен процессу изготовления натурного изделия, что особенно важно для ПКМ. На тонкостенных трубчатых образцах может быть получен полный набор характеристик, описывающих поведение материала при плоском напряженном состоянии, в том числе при повышенных температурах [1].

Была отработана технология внедрения оптических волокон с датчиками деформаций на основе брэгговских решеток (ОВД) в композит на основе органического волокна в процессе мокрой намотки. Испытания проводились на трубчатых образцах внутренним диаметром 60 мм и длиной 250 мм с толщиной стенки $h = 1{,}6 \pm 0{,}1$ мм. Целью испытаний являлась оценка соответствия значений деформаций, измеренных посредством тензометрических датчиков и ОВД на основе брэгговских решеток [2–5] при нормальных, пониженных и повышенных температурах, а также анализ факторов, влияющих на эту степень соответствия.

Образцы нагружались внутренним давлением с компенсацией осевой составляющей нагрузки. Решены задачи выбора рабочей жидкости и способа герметизации внутренней полости образца при температуре до –50 °С, что обеспечило выдержку образца при этой температуре в течение 2–4 ч и последующие нагружения давлением до 50 бар.

Проведение исследования при повышенной температуре до 200 °С потребовало изменения условия испытаний. Рабочая жидкость была заменена цилиндрической вставкой из жаростойкой силиконовой резины, которая сжималась по торцам образца через металлические пуансоны с помощью испытательной машины. Поскольку материал вставки практически несжимаем (коэффициент Пуассона близок к 0,5), обеспечивалось преобразование осевой сжимающей нагрузки в давление с незначительной погрешностью. В процессе отработки методики установлено, что расхождение значений модуля упругости в окружном направлении, определенных на одном и том же образце при нагружении через эластичную вставку и при нагружении давлением жидкости, не превышает 1,8 %.

В серии экспериментов подтверждена работоспособность ОВД при температурах от –50 до 200 °С, получено удовлетворительное совпадение показаний ОВД и тензорезисторов в окружном направлении. В осевом направлении степень соответствия показаний двух типов измерителей заметно хуже, так что предполагается проведение дополнительных исследований этого явления.

Установлено, что при средней величине деформации ~1 % при нормальной температуре происходит необратимое повреждение оптических волокон с размещенными на них ОВД из-за накопления микроповреждений в материале. При температуре 200 °С и аналогичном уровне деформаций повреждений оптических волокон не зафиксировано.

Для уменьшения вероятности повреждения оптических волокон в процессе изготовления и испытаний предлагается увеличивать радиус изгиба оптических волокон внутри композита выравниванием поверхности с помощью связующего холодного отверждения, а на выходе из композита с помощью специальных вставок, исключающих сдавливание оптического волокна.

Работа выполнена при финансовой поддержке
Госпрограммы фундаментальных исследований № 0705-2020-0044
Министерства науки и высшего образования Российской Федерации.

Литература

[1] Aniskevich N.I., Malmeister A.A., Yanson Y.O. Method of testing tubular specimens of polymer materials in the complex stressed state under temperature-effect conditions. *Mechanics of Composite Materials*, 1984, vol. 20 (1), pp. 118–122. https://doi.org/10.1007/bf00611586

[2] Федотов М.Ю., Будадин О.Н., Козельская С.О. Особенности технологии оптического неразрушающего контроля композитных конструкций волоконно-оптическими датчиками. *Конструкции из композиционных материалов*, 2020, № 2, с. 52–55.

[3] Butov O.V., Przhiialkovskii D.V., Lopunov A.I., Pnev A.B. Strength properties of femtosecond-induced defects and weak Bragg gratings for distributed optical fiber sensors. *Optics & Laser Technology*, 2023, vol. 162, art. 109271. https://doi.org/10.1016/j.optlastec.2023.109271

[4] Kang D.H., Kim C.U., Park S.W., Kim C.G. Internal strain monitoring of filament wound pressure tanks using embedded fiber Bragg sensors. *Composites research*, 2005, vol. 18, № 4, pp. 1–7.

[5] Лобанов Д.С., Шипунов Г.С., Воронков А.А. Оценка работоспособности и целесообразности использования внедренных в композиционный материал волоконно-оптических датчиков при повышенных температурах. *Вестник ПНИПУ. Аэрокосми-ческая техника*, 2017, № 50, с. 36–45.
https://doi.org/10.15593/2224-9982/2017.50.04

УДК 620.16

Диагностика композитных корпусов сосудов высокого давления с использованием оптоволоконных датчиков деформаций на основе брэгговских решеток

Ягодников Дмитрий Алексеевич daj@bmstu.ru, SPIN-код: 7649-7953
Барышев Антон Николаевич baryshevan@bmstu.ru, SPIN-код: 4423-5285
Гриценко Татьяна Васильевна chobantv@yandex.ru, SPIN-код: 1867-4032
Соколов Сергей Владимирович engineer.sokolov@gmail.com
Цветков Сергей Васильевич sergejtsvetkov@mail.ru, SPIN-код: 6613-3973

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена технология внедрения оптического волокна с брэгговскими решетками в корпус баллона высокого давления, изготовленного методом спирально-кольцевой намотки из органопластика. Предложена схема размещения брэгговских решеток между кольцевыми и спиральными намотанными слоями органопластика. Проведены испытания баллона при циклически изменяющемся внутреннем давлении с регистрацией возникающих деформаций тензосопротивлениями и оптоволоконными датчиками на основе брэгговских решеток.

Ключевые слова: *ультраструйная диагностика, композитный материал, оптическое волокно*

Благодаря высоким прочностным характеристикам и малому весу сосуды давления с силовыми оболочками из композиционных материалов находят широкое применение в аэрокосмической технике. При длительном хранении в условиях переменной температуры окружающей среды и влажности, а также при эксплуатации сосудов давления, в ходе которой происходит их циклическое нагружение внутренним давлением, возможна деградация прочностных свойств материала композитной силовой оболочки, что делает актуальной задачу диагностики напряженно-деформированного состояния корпусов во время хранения и эксплуатации.

Оптоволоконные датчики на основе брэгговских решеток (ОВД) является одним из методов диагностики и неразрушающего контроля изделий из композиционных материалов [1–3]. По сравнению с датчиками других типов ОВД имеют ряд преимуществ [4, 5], заключающихся в следующем:

1. На одном оптоволокне может располагаться несколько брэгговских датчиков.

2. Датчики имеют малый размер и, следовательно, позволяют вести измерения в зонах с высоким градиентом деформаций (зоны концентрации напряжений, зоны краевого эффекта и т. д.).

3. Имеется возможность внедрения оптических волокон с ОВД в структуру композита одновременно с укладкой нитей композитного материла.

4. Оптоволоконные датчики не чувствительны к электромагнитным полям, являющихся помехой для традиционных датчиков.

Исследование возможности измерения деформаций с использованием ОВД проводилось на композитном цилиндрическом баллоне давления объемом 4500 см^3. Силовую оболочку композитного баллона изготавливали методом намотки органических волокон с эпоксидным связующим на разрушаемую оправку. Внутренняя полость баллона герметизировалась резиновой оболочкой. При формообразовании силовой композитной оболочки первоначально наматывалось два спиральных слоя с углом армирования ±40°, затем четыре кольцевых слоя на цилиндрической части. В композитную оболочку баллона при намотке внедрялось два оптоволокна, на каждом из которых размещалось по три брэгговских решетки. Одно оптоволокно укладывалось на второй спиральный слой композита на цилиндрической части силовой оболочки в зоне безмоментного напряженного состояния. Датчики располагались параллельно армирующим волокнам. Второе волокно устанавливалось на экваторе баллона на третьем кольцевом слое. Брэгговские датчики ориентировались в окружном направлении.

Для валидации показаний ОВД на наружной поверхности баллона в местах расположения оптоволоконных датчиков наклеивались тензометрические датчики таким образом, что направления, в которых измерялись деформации тензодатчиками и ОВД, совпадали. Баллон подвергался циклическому нагружению внутренним давлением, величина которого в каждом цикле изменялась от 0 до 30 атм. Показания ОВД и тензодатчиков сопоставлялось на начальном этапе циклического нагружения и после проведения серии циклических испытаний.

Проведенные испытания подтвердили возможность внедрения ОВД в композитные корпуса и проведения их непрерывной диагностики и мониторинга состояния.

Работа выполнена при финансовой поддержке
Госпрограммы фундаментальных исследований № 0705-2020-0044
Министерства науки и высшего образования Российской Федерации.

Литература

[1] Butov O.V., Przhijakovskii D.V., Lopunov A.I., Pnev A.B. Strength properties of femtosecond-induced defects and weak Bragg gratings for distributed optical fiber sensors. *Optics* & *Laser Technology*, 2023, vol. 162, art. 109271. https://doi.org/10.1016/j.optlastec.2023.109271

[2] Варжель С.В. *Волоконные брэгговские решетки*. Санкт-Петербург, Университет ИТМО, 2015.

[3] Рузаков И.А. Мониторинг деформационного состояния элементов конструкции из ПМК на основе волоконно-оптических датчиков. *Труды ВИАМ*, 2019, № 4 (76), с. 88–98. https://dx.doi.org/10.18577/2307-6046-2019-0-4-99-107

[4] Frias C., Faria H., Frazao O., Vieira P., Marques A.T. Manufacturing and testing composite overwrapped pressure vessels. *Material and design*, 2010, vol. 31, pp. 4016–4022. https://doi.org/10.1016/j.matdes.2010.03.022

[5] Kang D.H., Kim C.U., Park S.W., Kim C.G. Internal strain monitoring of filament wound pressure tanks using embedded fiber Bragg sensors. *Composites research*, 2005, vol. 18, no. 4, pp. 1–7.

УДК 620

Применение волоконно-оптических датчиков на основе брэгговских решеток при исследовании напряженно-деформированного состояния кольцевых и трубчатых образцов из органопластика

Ягодников Дмитрий Алексеевич daj@bmstu.ru, SPIN-код: 7649-7953
Барышев Антон Николаевич baryshevan@bmstu.ru, SPIN-код: 4423-5285
Гриценко Татьяна Васильевна chobantv@yandex.ru, SPIN-код: 1867-4032
Таирова Людмила Павловна com-or@yandex.ru, SPIN-код: 9151-9198
Соколов Сергей Владимирович engineer.sokolov@gmail.com

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлены результаты измерения деформаций однонаправленных кольцевых и трубчатых образцов со схемой армирования $\pm 30°/90°_2$ из органопластика с помощью волоконно-оптических датчиков на основе брэгговских решеток и тензорезисторов. Рассмотрено влияние на степень соответствия показаний двух видов измерителей уровня деформаций, температуры и особенностей нагружения. Показано, что работоспособность брегговских решеток зависит не только от уровня деформаций, но и от накопления микроповреждений в материале. Определено влияние технологических особенностей изготовления композитных изделий на работоспособность оптических волокон с брэгговскими решетками

Ключевые слова: *ультраструйная диагностика, композитный материал, оптическое волокно*

Использование оптических волокон с брэгговскими решетками, позволяющими измерять деформации изделий из композитных материалов (КМ) в процессе изготовления и эксплуатации, давно привлекает внимание исследователей [1–4]. Тем не менее, нельзя считать решенными все проблемы, связанные с их применением. В частности, остается открытым вопрос защиты хрупких стеклянных волокон от повреждений на всех этапах изготовления и эксплуатации изделий из КМ. В связи с этим актуальной является задача практической оценки сложностей применения оптических волокон (ОВ) с брэгговскими решетками (ВБР) на всех этапах изготовления и испытаний образцов из КМ различной сложности, а также оценка достоверности их показаний при сравнении с показаниями тензорезисторов. Для измерения деформаций с помощью ВБР применялся интеррогатор, который направляет в ОВ излучение полупроводникового лазера и регистрирует его отражение от ВБР. При деформации объекта в области ВБР вследствие приложения нагрузки изменяется длина волны отраженного излучения и микропроцессор пересчитывает величину изменения длины волны относительно своего начального значения в относительную деформацию.

В данной работе изготовлены и испытаны 2 кольцевых и 3 трубчатых образца, изготовленные из органопластика методом мокрой намотки на оправ-

ку, состоящую из двух полудисков, которые имели отверстия для соединения с траверсами испытательной машины, так что намотанный на оправку образец мог нагружаться на растяжение вдоль волокон. Образцы изготовлены из четырех слоев жгута «Руслан-ВМ» с погонной плотностью 600 текс, волокно с тремя ВБР располагалось вдоль органоволокон между вторым и третьим слоем. Средняя площадь поперечного сечения образцов после полимеризации 20,0 ± 0,1 мм^2, внутренний диаметр 150 ± 0,2 мм. На наружной поверхности образцов были наклеены тензорезисторы 2ФКП-6-200 мм вблизи размещения ВБР. Свободные концы оптоволокна загибались так, чтобы радиус изгиба был не больше 20 мм и закреплялись на плоских поверхностях оправки с помощью малярного скотча и изоленты. Связующее полимеризировалось при температуре 110±5°С. Главной проблемой оказалось сохранение свободных концов оптоволокон, имевших начальную длину около 550 мм, от попадания на них капель связующего и от случайных повреждений, а также предотвращение разрыва оптоволокон вблизи выхода из КМ. Исследованы несколько способы защиты оптоволокон с помощью бумаги и кембрика, позволивших сохранить неповрежденной длину свободных концов ~ 250…300 мм, что оказалось достаточным для проведения испытания.

Перед испытаниями проводился контроль целостности ОВ с помощью прибора «Визуальный локатор неисправности (VFL) JW3105A», подтвердивший наличие работоспособность всех ВБР.

Испытания кольцевых образцов проводились при комнатной температуре с регистрацией показаний всех ВБР и тензорезисторов на ЭВМ. Один из кольцевых образцов нагружался дважды до 10 кН, затем до 40 кН. На первых нагружениях все тензорезисторы и ВБР сохраняли работоспособность. При нагружении до 40 кН один тензорезистор перестал работать после 20 кН, а два других — после 30 кН, ВБР перестали работать после 30 кН, что соответствовало деформациям около 1 % и началу накопления микроповреждений.

Второй кольцевой образец испытан дважды при нагружении до 10 кН и один раз до 30 кН при сохранении в работоспособном состоянии всех ВБР и удовлетворительном согласовании их показаний с данными тензорезисторов.

Трубчатые образцы длиной 250 мм, внутренним диаметром 60 мм и средней толщиной стенки 1,6±0,1 мм также изготовлены из органопластика со схемой армирования $\pm 30^\circ_2/90^\circ_4$ относительно продольной оси образца. На концах образцов намотаны подкрепления из углепластика толщиной 3 мм и длиной 50 мм, необходимые для нагружения рабочей части образца. Оптические волокна с ВБР укладывались между вторым и третьим кольцевыми слоями так, что два ВБР измеряли осевую и два — окружную деформации. Рядом с ВБР были приклеены тензорезисторы 2ФКП-5-200 на первых двух образцах и высокотемпературные тензорезисторы FQL-6-350 на третьем образце. Начальная длина свободных концов ОВ составляла ~500 мм.

При изготовлении образцов после намотки слоев $\pm 30^\circ_2$ и двух 90° на поверхность образцов выкладывались оптоволокна в виде петель, скрепленных

каплями клея с нитями органопластика так, чтобы ВБР располагались в заданных зонах и направлениях. Затем свободные концы оптоволокон пропускались через бумажные направляющие и закреплялись на оправке изолентой, после чего проводилась намотка еще двух кольцевых слоев. При установке в печь, полимеризации при температуре 110±5° С и снятии с оправки свободные концы оптоволокон защищались бумагой. Во время наклейки тензорезисторов и при установке образца в приспособление для нагружения свободные концы оптоволокон закреплялись на подкреплениях образцов.

Все образцы нагружались внутренним давлением с компенсацией осевой силы с использованием специальных приспособлений. Два образца испытаны при комнатной и температуре минус 50° С и один — при комнатной и температуре +200° С.

Результаты испытаний показали, что при нагружении до давления 50 бар наблюдается удовлетворительное соответствие показаний ВБР и тензорезисторов и близкие к линейным зависимости деформаций в окружном направлении от нагрузки при всех начальных температурах проведения испытаний.

В осевом направлении степень соответствия показаний двух видов измерителей деформаций несколько хуже и отмечается несовпадение деформаций при нагружении и разгрузке, что, возможно, связано с отсутствием продольных волокон в этом направлении, т. е. бóльшим влиянием связующего и микронеоднородностей.

В заключение следует отметить:

– степень соответствия значения деформаций, измеренных ВБР и тензорезисторами на кольцевых и трубчатых образцах при комнатной температуре, а на трубчатых образцах при температуре –50°С и +200°С, в целом удовлетворительная, что позволяет рекомендовать ВБР для применения контроля деформаций изделий из КМ;

– для исследованных видов нагружения трубчатых образцов получена существенная нелинейность зависимостей деформаций от нагрузки в осевом направлении и ухудшение степени соответствия показаний двух измерителей в этом направлении, что обусловливает проведение дополнительных исследований;

– методы защиты свободных концов оптоволокон, использованные при намотке, полимеризации и установке образцов в приспособления, требуют совершенствования, что предполагается реализовать при совершенствовании технологического процесса изготовления опытных образцов из КМ с ВБР.

Работа выполнена при финансовой поддержке
Госпрограммы фундаментальных исследований № 0705-2020-0044
Министерства науки и высшего образования Российской Федерации.

Литература

[1] Федотов М.Ю., Будадин О.Н., Козельская С.О. Особенности технологии оптического неразрушающего контроля композитных конструкций волоконно-оптическими датчиками. *Конструкции из композиционных материалов*, 2020, № 2, с. 52–55.

[2] Федотов М.Ю., Будадин О.Н., Васильев С.А. и др. Влияние интеграции волоконно-оптических датчиков на механические свойства полимерных композиционных материалов. *Контроль. Диагностика*, 2019, № 2, с. 22–31.
https://doi.org/10.14489/td.2019.02.pp.022-030

[3] Рузаков И.А. Мониторинг деформационного состояния элементов конструкций из ПКМ на основе волоконно-оптических датчиков (обзор). *Труды ВИАМ*, 2017, № 4, с. 88–98. https://dx.doi.org/10.18577/2307-6046-2019-0-4-88-98

[4] Frias C., Faria H., Frazao J., Vieira P., Marques F.T. Manufacturing and testing composite overwrapped pressure vessels with embedded sensors. *Materials and Design*, 2010, pp. 4016–4022. https://doi.org/10.1016/j.matdes.2010.03.022

УДК 621.45.037

Методика оценивания влияния сепарации абразивных частиц в осевых компрессорах на характеристики газотурбинных двигателей

Черкасов Александр Николаевич[1] gliden@inbox.ru, SPIN-код: 7641-0660
Попов Сергей Сергеевич[2] sergey_stv1983@bk.ru, SPIN-код: 1517-4898

[1] *ВУНЦ ВВС «Военно-воздушная академия имени профессора Н.Е. Жуковского и Ю.А. Гагарина»*

[2] *Краснодарское высшее военное авиационное училище летчиков*

Приведено описание эрозионного износа в осевых компрессорах авиационных газотурбинных двигателей, дается оценка применяемых в настоящее время способов его предотвращения и предлагается использовать разработанный авторами новый способ. Представлена методика оценивания влияния сепарации абразивных частиц в осевых компрессорах авиационных газотурбинных двигателей на их характеристики, в которой применены современные методы численного моделирования лопаточных машин, включающих основные уравнения гидрогазодинамики, реализованные в CFD пакетах. Получены и оценены результаты моделирования сепарационных свойств предлагаемого способа защиты осевого компрессора от эрозионного износа и влияния сепарации абразивных частиц на характеристики экспериментальной установки осевого компрессора с интегрированным сепаратором. Определены дельнейшие направления в исследовании влияния сепарации абразивных частиц в осевых компрессорах на характеристики авиационных газотурбинных двигателей.

Ключевые слова: *эрозионный износ, осевой компрессор, газотурбинный двигатель, сепаратор частиц, CFD, Ansys, ThermoGTE*

В настоящее время авиационные газотурбинные двигатели (ГТД) имеют довольно широкую географию применения. Помимо авиации, они широко используются в бронетехнике, а также в наземных установках промышленного назначения. В местах базирования авиационных ГТД на их работу существенно влияют агрессивные факторы окружающей среды (пыль, влажность, повышенное содержание соли, вулканические примеси, органические частицы и т. д.), негативно воздействуя на состояние, в первую очередь компрессора ГТД, вызывая ухудшение газодинамических, прочностных характеристик и снижение ресурса, ведущие в дальнейшем к помпажу и разрушению конструктивных элементов двигателя в целом.

В вышеизложенных условиях эксплуатации имеет место эрозионный износ осевых компрессоров ГТД, вызванный прохождением двухкомпонентного потока воздуха, содержащим абразивные частицы песка и пыли через компрессор, преимущественно у поверхности земли. В работах [1–3] авторами акцентировано внимание на малогабаритных ГТД, подверженных эрозионному износу в большей степени, (используемых преимущественно на вертолетах), из-за специфики их применения и особых условий работы (полеты и

длительная работа на малых высотах у поверхности земли и у воды, взлет и посадка с естественных площадок, работа в горно-пустынной местности и т. д.). Сильному изменению геометрии конструктивных элементов осевого компрессора подвержены в большей степени рабочие лопатки, направляющие аппараты, а также лабиринтные уплотнения и уплотнительные кольца радиального зазора, что является причиной деградации газодинамических характеристик компрессора и ресурса работы двигателя в целом. Также лопатки средних и последних ступеней, имея малую толщину профиля в некоторых случаях, как отмечено в [1], могут быть разрезаны пылью. В рамках исследования не учитывалось образование на поверхности элементов ГТД шероховатости, отложения частиц, забивание и засорение различных систем газотурбинного двигателя, а также коррозионно-эрозионных точек концентраторов напряжений, возникающих вследствие воздействия двухкомпонентного потока воздуха.

Широко применяются известные способы защиты осевых компрессоров от попадания пыли в их проточную часть (различные пылезащитные устройства, износостойкие покрытия и т. д.), но опыт эксплуатации показал, что они недостаточно эффективны, а их неправильная эксплуатация может привести и к ухудшению защиты осевого компрессора. Это задает направление поиска и исследования новых способов защиты осевого компрессора от эрозионного износа.

Предлагается использовать способ защиты осевого компрессора от абразивных частиц песка и пыли, который подразумевает применение сепарационного устройства интегрированного в корпус осевого компрессора в районе средних ступеней. Такой подход к выбору размещения сепаратора обусловлен тем, что ряд исследований [3–5] показал картину сильной концентрации частиц пыли в осевых компрессорах у периферии корпуса, и по мере удаления по проточной части от входа в компрессор концентрация частиц нарастает и становится больше, а в пределах границы запыленной зоны также распределяется сильнее к периферии, образуя пристеночный пылевой концентрат.

В докладе представлен разработанный авторами осевой компрессор [6], отличающийся от известного тем, что в состав корпуса интегрирован сепаратор, основанный на принципе инерционной очистки воздушного потока с удалением абразивных частиц песка и пыли через перфорационные отверстия в закругленной стенке, разворотом потока в обратном направлении и возвращением его в проточную часть компрессора, посредством вдува в область радиального зазора над рабочей лопаткой одной из предыдущих ступеней.

Для разработки методики оценивания влияния сепарации абразивных частиц в осевых компрессорах на характеристики авиационных газотурбинных двигателей решались следующие частные задачи:

– создание геометрической модели сепаратора, экспериментальной установки осевого компрессора;

– дискретизация пространственной области методом конечных объемов около геометрии сепаратора и межлопаточных каналов экспериментальной установки осевого компрессора;

– исследование эффективности очистки сепаратора от абразивных частиц, перепада давления на входе и выходе из сепаратора в осевой компрессор и отбора расхода воздуха сепаратором;

– выбор рациональных параметров сепаратора и размещения его на корпусе экспериментальной установки осевого компрессора;

– исследование экспериментальной установки осевого компрессора, проведение верификации модели сеточной сходимостью с анализом моделей турбулентности;

– определение основных газодинамических характеристик экспериментальной установки осевого компрессора численным методом и сопоставление их с полученными экспериментальными характеристиками (валидация модели);

– интеграцию сепаратора в состав экспериментальной установки осевого компрессора и исследование влияния его на основные газодинамические характеристики экспериментальной установки осевого компрессора;

– сопоставление и оценивание результатов исследования влияния сепарации абразивных частиц на характеристики экспериментальной установки осевого компрессора с интегрированным сепаратором с характеристиками без сепаратора;

– исследование влияния сепарации абразивных частиц в осевых компрессорах на характеристики ГТД с интегрированным сепаратором в состав компрессорного узла.

Представлен подход [7–10] к выбору физико-математической модели сепарационного устройства и экспериментальной установки осевого компрессора с помощью CFD модулей программного комплекса *Ansys* и проведены численные исследования в области оценивания влияния сепарации абразивных частиц на характеристики экспериментальной установки осевого компрессора без сепаратора и с интегрированным сепаратором [11, 12]. Последующее определение характеристик всего авиационного ГТД для оценивания влияния на него сепарации абразивных частиц можно проводить по известным методикам и подходам, например посредством ПК ThermoGTE [13], который позволяет осуществить различный расчет авиационных ГТД. С учетом выполненных частных задач, представлена структура методики оценивания влияния сепаратора на характеристики экспериментальной установки осевого компрессора и ГТД в целом.

Представленные в докладе результаты теоретического исследования численными моделями, лежащими в основе разработанной авторами методики оценивания влияния сепарации абразивных частиц в осевых компрессорах на характеристики авиационных газотурбинных двигателей, показывают, что:

– эффективность очистки сепаратором η от абразивных частиц кварцевого песка SiO_2 размером от 100 до 0,1 мкм в устройстве составляет порядка 95 %;

– разработанная 3D модель геометрии позволяет осуществлять выбор рациональных параметров сепаратора и размещения его на корпусе компрессора без разрушения ее топологии для обеспечения наилучшей эффективной очистки, тем не менее, 5 % частиц размером 0,2…0,4 мкм не попали в перфорационные отверстия сепаратора что свидетельствует о целесообразности проведения дальнейших исследований в области выбора рациональных параметров его геометрии;

– существенного влияния на характеристики экспериментальной установки сепаратор не оказывает, наблюдается незначительное локальное изменение характеристик в области оптимальных режимов работы установки в сторону их увеличения;

– дальнейшую возможность применения методики оценивания влияния сепарации абразивных частиц в осевых компрессорах для исследования подобного рода сепарационных устройств непосредственно в авиационных ГТД;

– применение методики оценивания влияния сепарации абразивных частиц в осевых компрессорах авиационных ГТД на их характеристики с применением моделей эрозии, для обоснования способа предотвращения эрозионного износа в осевых компрессорах авиационных ГТД.

Литература

[1] Перельман Р.Г. *Эрозионная прочность деталей двигателей и энергоустановок летательных аппаратов.* Москва, Машиностроение, 1980.

[2] Казанджан П.К., Тихонов Н.Д. *Теория авиационных двигателей: Теория лопаточных машин.* Москва, Машиностроение, 1995.

[3] Масленников М.М., Бехли Ю.Г., Шальман Ю.И. *Газотурбинные двигатели для вертолетов.* Москва, Машиностроение, 1969.

[4] Гумеров А.В. Предельное состояние осевого компрессора ГТД в условиях эксплуатации в запыленной атмосфере. Автореф. дис. ... канд. техн. наук. Уфа, 2011.

[5] Кривошеев И.А., Струговец С.А., Камаева Р.Ф. Анализ влияния частиц пыли на параметры ступеней осевого компрессора. *Вестник Воронежского государственного технического университета*, 2011, № 3 (26), т. 1, с. 50–55.

[6] Попов С.С., Черкасов А.Н., Беловодский Ю.П. *Осевой компрессор*. Патент № 2801253 C1 РФ, 2023. EDN: XVQFJO.

[7] Буров А.С. *Численное исследование двухфазного закрученного течения в прямоточном циклоне. Автореф. дис. ... канд. техн. наук*. Казань, 2016. EDN: ZPZVNZ.

[8] Шаблий Л.С., Кривцов А.В., Колмакова Д.А. *Компьютерное моделирование типовых гидравлических и газодинамических процессов двигателей и энергетических установок в Ansys Fluent.* Самара, Изд-во Самар. ун-та, 2017. URL: http://repo.ssau.ru/handle/Uchebnye-posobiya/Komputernoe-modelirovanie-tipovyh-gidravlicheskih-i-gazodinamicheskih-processov-dvigatelei-i-energeticheskih-ustanovok-v-Ansys-Fluent-Elektronnyi-resurs-ucheb-posobie-68507 (дата обращения 20.12.2023).

[9] Пугачев П.В., Свобода Д.Г., *Жарковский А.А. Расчет и проектирование лопастных гидромашин. Расчет вязкого течения в лопастных гидромашинах с использованием пакета Ansys CFX*. Санкт-Петербург, Изд-во Политехн. ун-та, 2016.

[10] Батурин О.В., Колмакова Д.А., Матвеев В.Н. и др. *Расчет пространственной структуры потока в ступени осевого компрессора в программном комплексе Ansys CFX*. Самара, Изд-во Самар. ун-та, 2011. URL: http://repo.ssau.ru/handle/Uchebnye-posobiya/Raschet-prostranstvennoi-struktury-potoka-v-stupeni-osevogo-kompressora-v-programmnom-komplekse-Ansys-CFX-Elektronnyi-resurs-elektron-ucheb-posobie-55034?mode=full (дата обращения 25.12.2023).

[11] *Ansys Fluent User's Guide*. Release 2023 R1.

[12] *Ansys CFX-Solver Modeling Guide*. Release 2023 R1.

[13] *Thermogasodynamic calculations of the gas turbine engines*. Available at: https://space.skyrocket.de (accessed January 09, 2024).

УДК 62-251-762.89:532.5.013.12

Расчет характеристик потока во вращающихся каналах машин динамического действия

Черненко Валентина Викторовна chernenkovv@sibsau.ru
Манохина Эльвира Сергеевна manohina_es@sibsau.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Рассмотрена методика расчета и анализа течения жидкости в межлопаточном канале центробежного рабочего колеса с конечным числом лопаток. Описаны особенности методики, включающие выражения для определения проекции градиента давления на продольную и поперечную оси. Были получены выражения для проекции градиента давления на продольную ось φ и для производной статического давления по координате. Результаты обеих частей используются для оптимизации числа лопаток в рабочем колесе насоса.

Ключевые слова: *центробежный насос, рабочее колесо, напор, градиент скорости, градиент давления, баланс мощностей*

Теплоэнергетические и двигательные установки летательных аппаратов являются ключевыми динамическими компонентами, в которых осуществляются тепломассо- и энергообменные процессы, и в значительной степени определяют эксплуатационные характеристики. Для обеспечения требуемого давления и расходных параметров рабочей среды применяются в основном центробежные насосные агрегаты, которые обладают высокой энергетической эффективностью при небольших массе и габаритах. В двигательных установках летательного аппарата центробежные насосы выполняют роль системы подачи топлива в камеру сгорания [1]. Центробежные насосы нашли применение во многих отраслях промышленности, таких как нефтепромысловое производство, энергетика, фармацевтика, транспорт, пищевая промышленность, химическая промышленность, криогеника и другие. В этих областях существует постоянная потребность в снижении вибрации, пульсации давления и шума, и центробежные насосы способствуют решению этих проблем. Применение современных конструкций проточной части в насосах позволяет достичь значительного снижения указанных параметров [2].

Главным рассматриваемым элементом является межлопаточный канал. В жидкостных ракетных двигателях (ЖРД) применяются неохлаждаемые лопатки. Для направления потока используются различные типы турбин — радиальные, осевые, диагональные — с различными профилями межлопаточных каналов. Повышение температуры рабочей среды также способствует увеличению адиабатической работы. Однако из-за конструктивных особенностей и используемых материалов существуют ограничения на рабочую температуру в неохлаждаемой турбине [3].

Действительно, наличие градиента давления в потоке, протекающем по межлопаточному каналу, является сложной вычислительной задачей, особенно в пограничном слое. Однако из-за практической значимости этого вопроса многие исследователи обратили на него внимание, и в настоящее время разрабатываются различные алгоритмические подходы для решения этой задачи. Эти подходы основываются на приближенных предположениях и эмпирических данных. Исследователи разрабатывают модели, которые учитывают сложность гидродинамических процессов в межлопаточных каналах и позволяют описать движение потока и распределение давления. Данные модели основываются на численных методах, таких как метод конечных элементов. Они позволяют решить уравнения Навье — Стокса для потока в межлопаточном канале и получить приближенные результаты. Кроме того, для улучшения точности и достоверности результатов проводятся экспериментальные исследования, с целью получения эмпирических данных о движении потока в межлопаточных каналах и градиенте давления. Таким образом, с использованием приближенных значений, численных методов и эмпирических данных, исследователи работают над разработкой алгоритмических подходов для решения задачи движения потока в межлопаточных каналах с градиентом давления [3, 4].

Научные исследования, посвященные свойствам турбулентного пограничного слоя, имеют значение для понимания его консервативных свойств. Исследования включают анализ теоретических законов предельного трения и теплообмена на поверхностях тел. Особое внимание уделяется тому факту, что турбулентность потока в пристеночной области имеет незначительное влияние на внешние изменения нескольких осредненных параметров потока. В результате исследований были разработаны методы математического расчета, основанные на предельных законах относительного трения и теплообмена. Эти методы позволяют моделировать и предсказывать характеристики потока в турбулентном пограничном слое.

Одной из наиболее сложных частей исследования и математического описания является пограничный слой на криволинейной (сферической) поверхности, где возникает точка отрыва, высокий градиент давления и изменение знака производной скорости потока. Определение корректирующих параметров выполняется путем удовлетворения баланса импульса [1, 3, 5–7, 9].

Действительно, для расчета поля скорости в потоке необходимо также определить поле давления. Хотя уравнения для градиента давления представлены в неявном виде, параметр давления входит в основное уравнение количества движения. Если поле давления известно, то уравнение может быть решено. Однако отсутствует прямой способ определения поля давления. Для определения поля давления можно использовать уравнение неразрывности. Поле давления должно быть определено таким образом, чтобы, при его использовании в уравнениях количества движения, полученное поле скорости удовлетворяло уравнению неразрывности. Для этой цели наиболее подходят

дискретные аналоги уравнений количества движения и неразрывности. Они позволяют определить поле давления таким образом, чтобы удовлетворить физическим условиям и обеспечить согласованность с остальными уравнениями [8–10].

Из-за сложностей, связанных с прямым определением полей давления, были разработаны методы, которые выводят давление из системы определяющих уравнений. Эти методы позволяют определить поле давления, учитывая ограничения и условия системы, и обеспечивают согласованность с другими уравнениями и свойствами потока. Эти методы и подходы описаны в соответствующих исследованиях, включая указанный литературный источник [11].

Используя уравнения Навье — Стокса и уравнение неразрывности, производится расчет профиля скорости потока в межлопаточном канале. При этом учитывается влияние градиента давления на скорость потока, а также изменение скорости в поперечном направлении. Полученные результаты анализируются с помощью численных методов и экспериментальной визуализации.

Существует необходимость рассмотреть проекцию градиента давления на продольную ось φ и проекция градиента давления на поперечную ось ψ.

Следует отметить: направление нарастания (увеличения) статического давления совпадает с направлением инерционной силы (и противоположно инерционному ускорению элементарной массы жидкости). Поперечные волны возникают из-за деформации формы, то есть малых вращательных движений частиц окружающей среды на плоскости, направленной в направлении распространения колебаний. Происходит локальная деформация прямоугольного элемента среды, не изменяя его объема. Таким образом, S-волна называется и волной движения. Поперечная волна распространяется со скоростью в зависимости от скорости. Поперечная волна не распространяется в жидкой и газовой среде, где слабое сцепление элементов вещества не позволяет передавать сдвиговые деформации.

Необходимы дальнейшие исследования и проработка метода для его применения к трехмерному течению рабочего тела в канале произвольной формы. Это позволит расширить применимость метода и его точность.

Полученные результаты могут быть использованы для разработки более эффективных и экономичных насосных агрегатов, что в свою очередь способствует повышению производительности и качества производства в различных отраслях промышленности. Таким образом, полученные выводы являются важным вкладом в разработку и проектирование центробежных насосов с учетом оптимального числа лопаток.

Литература

[1] Назаров В.П., Черненко В.В., Черненко Д.В. Модель течения в рабочем колесе центробежного насоса. *Сибирский аэрокосмический журнал*, 2021, т. 22, № 3, с. 494–503. https://doi.org/10.31772/2712-8970-2021-22-3-494-503

[2] Лаптев А.Г., Башаров М.М., Рунов Д.М. Определение коэффициентов теплоотдачи в каналах с элементами интенсификации. *Международный журнал прикладных и фундаментальных исследований*, 2015, № 3, с. 311–316.

[3] Кишкин А.А., Зуев А.А., Делков А.В., Шевченко Ю.Н. Аналитический подход при исследовании уравнений импульсов пограничного слоя при течении в межлопаточном канале газовых турбин. *Вестник Московского авиационного института*, 2021, т. 28, № 1, с. 45–60. https://doi.org/10.34759/vst-2021-1-45-60

[4] Шкарбуль С.Н. *Исследование пространственных течений вязкой жидкости в рабочих колесах центробежных компрессоров*. Дис. ... д-ра техн. наук. Ленинград, Ленингр. политехн. ин-т им. М.И. Калинина, 1973.

[5] Черненко Д.В. Гидродинамика центробежных лопаточных нагнетателей энергосиловых установок летательных аппаратов. Дис. ... канд. техн. наук. Красноярск, СибГАУ, 2005.

[6] Chernenko V.V., Chernenko D.V. Flow model in the impeller of a centrifugal pump. *IOP Conference Series: Materials Science and Engineering*, Krasnoyarsk, 2021, vol. 1155, art. 012065. https://doi.org/10.1088/1757-899X/1155/1/012065

[7] Кутателадзе С.С., Леонтьев А.И. *Тепломассообмен и трение в турбулентном пограничном слое*. Москва, Энергоиздат, 1985.

[8] Шлихтинг Г. *Теория пограничного слоя*. Москва, Наука, 1974.

[9] Лойцянский Л.Г. *Ламинарный пограничный слой*. Москва, Физматгиз, 1962.

[10] Лаптев А.Г. Модели пограничного слоя и расчет тепло-массообменных процессов. Казань, Казанск. ун-т, 2007.

[11] Елин В.И., Солдатов К.Н., Соколовский С.М. *Насосы и компрессоры*. Москва, Государственное научно-техническое издательство нефтяной и горно-топливной литературы, 1960.

УДК 621.456

Перспективы развития ядерного ракетного двигателя в космосе

Класович Я.А. Yaklasovich2001@mail.ru
Черненко Валентина Викторовна chernenkovv@sibsau.ru

СибГУ им. М.Ф. Решетнева

Рассматриваются перспективы развития ядерного ракетного двигателя в космосе, его конструктивные особенности. Преимущества и недостатки в сравнении с химическими двигательными установками, также дальнейшее развитие космонавтики с использованием схем с ядерными двигателями. Говорится о работе твердофазного ядерного реактора и способах управления им. Сравниваются между собой рабочие тела применяемые в ракетном двигателе.

Ключевые слова: *ядерный ракетный двигатель, ракетостроение, ядерный реактор, высокий удельный импульс, двигательная установка*

В настоящее время ракетные двигатели (РД) работающие на твердом или жидком топливе практически полностью достигли своего предела энергетических возможностей. Также необходимо добавить, что они дают мощное, но очень кратковременное ускорение, а это недопустимо для полетов в дальний космос. Вследствие этого появляется необходимость использования более эффективной ракетной установки, которая позволила бы достичь высокого показателя удельного импульса. Подобным изделием может оказаться ядерный ракетный двигатель(ЯРД), использующий в качестве источника энергии ядерный реактор.

Конструктивно ЯРД представляет собой агрегат с нагревательной камерой, где размещается ядерный реактор, систему подачи рабочего тела, а также сопла. По агрегатному состоянию ядерного топлива реакторы подразделяются на три типа: твердофазные, жидкофазные и газофазные [1].

Использование ядерной энергии в космосе позволит выполнять множество задач. Это не только доставка полезного груза, но и питание электрических реактивных двигателей. Достигается это путем отбора части энергии от ядерного реактора с помощью турбины, а далее происходит процесс преобразование ее в электрическую энергию. Получаемое электричество идет до потребителя и приводит электрический двигатель в движение. Таким образом, система с ядерным реактором получается намного эффективнее, чем использование других схем в космическом пространстве. Также пропадает необходимость возить с собой большой и тяжелый запас топлива [2].

Удельный импульс ЯРД может достигать до 9 000 м/с, что значительно превышает показатели химических РД. Твердофазный ядерный двигатель можно рассмотреть, как совокупность классического ракетного двигателя, работающего на жидком топливе и ядерного реактора. Реактор используют для нагрева рабочего тела, которое проходит через его активную зону и под-

дается воздействию. В качестве простейших органов управления реактором используют регулирующие стержни, размещая их в активной зоне. Стержни содержат вещества, сильно поглощающие нейтроны (бор, кадмий и другие). Перемещая их внутри реактора достигают изменение количества реакций деления ядерного горючего и, следовательно, тепловой мощности. В роли высокоэффективных топливных композиций в твердофазном ядерном реакторе применяется сплошное карбидное горючее, это сплавы карбида урана в совокупности с карбидом другого элемента: ниобия, циркония, тантала [2-3].

В качестве рабочего тела в ядерном ракетном двигателе с твердофазным реактором используется жидкий водород со специальными функциональными добавками, применять это необходимо для достижения более высокого удельного импульса и улучшения других характеристик, влияющих на работу реактора. За исключением водорода также допустимо использовать и другие инертные газы, например, аргон или гелий. В случае использования второго падает эффективность ЯРД, а также увеличивается стоимость изделия [4].

Для полетов в дальний космос альтернативы ядерной энергетики на данное время не существует. Причем возможно использование такой энергии не только для движения ядерного ракетного двигателя, но и питания электрических двигателей. Такого вида технологии дают человечеству огромные перспективы: реализация пилотируемых экспедиций на Марс, возможность изучения дальних планет, создание баз станций на Луне и поэтапное развитие инфраструктуры в целях её изучения и освоения. Эксплуатация ЯРД в космосе позволит выполнять множество задач с высоким коэффициентом полезного действия.

Литература

[1] Назаров В.П., ред. *Ракетные двигатели космических аппаратов*. Красноярск, Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, 2015, с. 184–195.

[2] *Ядерный буксир*. URL: https://www.kp.ru/daily/27475/4681587/ (дата обращения 12.08.2023).

[3] *Ядерный ракетный двигатель*. URL: https://hightech.fm/2021/02/05/nuclear-engine-rocket (дата обращения 10.08.2023).

[4] Федик И.И., ред. *Ядерные ракетные двигатели и энергетические установки. Введение в теорию, расчет и проектирование*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013, 344 с.

УДК 621.4

Способ диагностирования технического состояния датчиков контроля параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя

Шкут Кай Леонидович kai.nnn@yandex.ru

ВУНЦ ВВС «ВВА»

Представлен способ диагностики технического состояния датчиков контроля параметров рабочего процесса газотурбинных двигателей при помощи анализа данных с предыдущих измерений и интеллектуальных цифровых двойников. Описаны алгоритмы обучения искусственных нейронных сетей с новой архитектурой искусственного нейрона, и алгоритмы анализа данных сигнала с датчика. Представлены результаты численного моделирования и экспериментального исследования по диагностике датчика в режиме реального времени.

Ключевые слова: *газотурбинный двигатель, вероятность безотказной работы, оценка надежности системы, датчики температуры, компенсация*

Современный газотурбинный двигатель является сложным техническим устройством, рабочий процесс которого, осуществляется в сложных технических условиях определяемых высокими температурами горения топлив, крутящих моментов на турбине и осевом компрессоре, и другими термомеханическими нагрузками.

Так же вследствие особенностей конструкции современных двухконтурных газотурбинных двигателей, им необходима развитая система автоматического управления (САУ) рабочим процессом, обеспечивающая устойчивую и надежную работу двигателя в условиях нелинейного изменения инерционности роторов каскадов высокого и низкого давления, и минимального диапазона запаса газодинамической устойчивости осевого компрессора [1–4].

В таких сложных технических условиях на надежность двигателя влияет техническое состояние датчиков контроля параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя. Так как отказ датчика приводит к неправильной работе САУ двигателя, что может вызвать переход на неустойчивые режимы работы. Для обеспечения требуемого уровня надежности газотурбинного двигателя необходимо анализировать сигнал с датчика для оценки его работоспособности в реальном масштабе времени [5, 6].

Пусть $u(t)$ математическое отображение показаний отказавшего датчика во времени, тогда показания датчика можно представить как

$$u(t) = h(t) + f(t), \tag{1}$$

где $h(t)$ — математическое отображение показаний датчика; $f(t)$ — функция равномерного распределения случайной величины, характеризующая шум датчика.

Для диагностики отказа датчика по его собственным данным разработан способ анализа параметров на основе линейной экстраполяции экспоненциальной скользящей средней медианы сигнала датчика. Предлагаемый способ основан на способе фильтрации сигнала при помощи медианного фильтра, отличается введение экспоненциально скользящего среднего по медианам сигнала датчика и линейной экстраполяцией последних n значений скользящей медианы датчика, что позволяет прогнозировать тенденцию изменения показания сигнала без влияния на нее шумов, искажающих сигнал.

Первым этапом в обработке сигнала является вычисление медианы в заданном окне сигнала. Размер окна N определяется тактовой частотой опроса датчика и скоростью переходных процессов у измеряемого параметра.

$$N = 0,25\,\nu, \tag{2}$$

где ν — частота опроса датчика.

По последним двум значениям экспоненциально скользящей средней вычисляются параметры наклона K и смещения B линейной экстраполирующей функции. Применение линейной экстраполяции обусловлено тем, что частота опроса датчика значительно больше частоты колебаний исследуемого сигнала и точность линейной экстраполяции удовлетворительна и обеспечит максимальное быстродействие алгоритма.

$$K = \frac{M(t) - M(t-1)}{t - (t-1)}; \tag{3}$$

$$B = M(t) - K(t). \tag{4}$$

Затем строится линейная экстраполяционная функция на расстояние $1/\nu$ от текущей точки измерений при известной частоте дискретизации ν:

$$y_{\text{экс}} = K\left(t + \frac{1}{\nu}\right) + B. \tag{5}$$

Если рассогласование показаний $\xi(t)$ с датчика в момент времени $t + 1/v$ превышает заданную дисперсию функции случайной величины $\xi_{\text{зад}}(t)$ скользящей медианы, то датчик считается отказавшим.

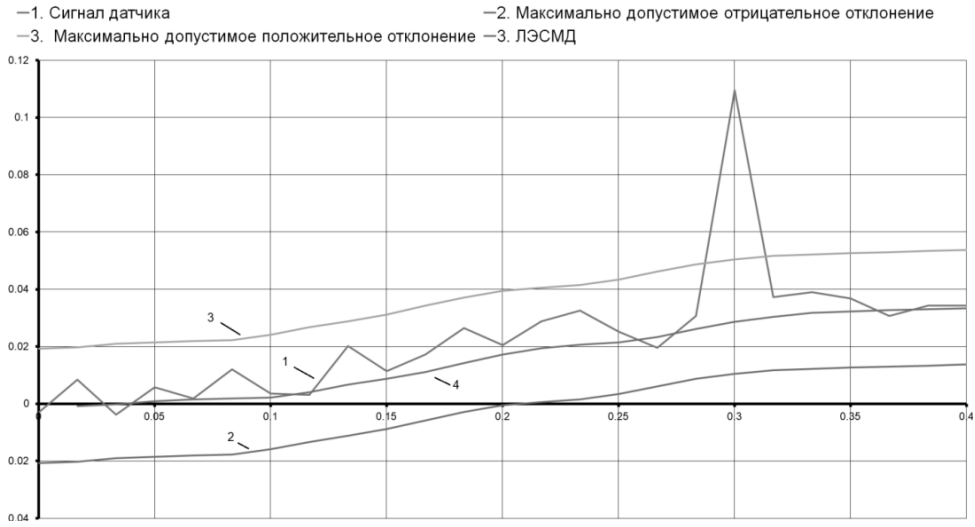
На основе линейной экстраполяции экспоненциальной скользящей медианы значений строится максимальное $y_{\text{мах}}$ и минимальное $y_{\min}$ допустимое значение в момент времени $t + 1/v$.

$$y_{\text{мах}}(t) = y_{\text{экс}}(t) + u_{\text{мах}}; \tag{6}$$

$$y_{\min}(t) = y_{\text{экс}}(t) + u_{\min}. \tag{7}$$

Если значение сигнала датчика в момент времени $t + 1/v$ выходит за пределы окна, образованного значениями функций максимального $y_{\text{мах}}$ и минимального $y_{\min}$ допустимого значение в момент времени $t + 1/v$.

Результаты численного моделирования способа диагностики датчика контроля параметров рабочего процесса при помощи линейной экстраполяции экспоненциальной скользящей средней медианы показаний датчика представлены на рисунке.



Результаты численного моделирования отказа датчика контроля параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя

На рисунке в момент времени 0,3 с смоделирован пиковый отказа датчика контроля параметров рабочего процесса. Превышение шума датчика составило 8 % от действительного сигнала, что является критичным уровнем точности для датчиков давления за турбиной двигателя АЛ-41Ф1С.

Значение отказа превысило максимальное значение в момент времени t = 0,3 с что показало отказ датчика.

Применение такого подхода позволяет реализовать быстродействующую систему для диагностирования технического состояния датчика контроля параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя, и не требует значительных вычислительных мощностей для блоков следящих систем и комплексных регуляторов двигателя.

Литература

[1] ГОСТ Р 59277–2020. Системы искусственного интеллекта. Классификация систем искусственного интеллекта. Москва, Стандартинформ, 2021.

[2] Cybenko G.V. Approximation by Superpositions of a Sigmoidal function. *Mathematics of Control Signals and Sistems*, 1989, vol. 2, no. 4, pp. 303–314. https://doi.org/10.1007/BF02551274

[3] Терехов В.А., Ефимов Д.В., Тюкин И.Ю. *Нейросетевые системы управления*. Кн. 8. Москва, ИПРЖР, 2002.

[4] Васильев В.И., Ильясов Б.Г., Кусимов С.Т., ред. *Нейрокомпьютеры в авиации (самолеты)*. Кн. 14. Москва, Радиотехника, 2003.

[5] Сиротин Н.Н., Марчуков Е.Ю., Новиков А.С. *Повреждаемость и работоспособность авиационных ГТД*. Москва, Наука, 2015.

[6] Сиротин Н.Н. Конструкция эксплуатация, повреждаемость и работоспособность газотурбинных двигателей. Москва, ИМ-Информ, 2002.

УДК 519.2

Исследование алгоритмов оценивания параметров многокомпонентного вибрационного сигнала, характеризующих потенциально опасные резонансные процессы

Сидоркина Юлия Анатольевна sidyulia5968@bmstu.ru, SPIN-код: 5703-7058
Серебрянская Ирина Евгеньевна serebryanskayaie@student.bmstu.ru, SPIN-код: 8397-5641

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматриваются методики расчета оценки параметров многокомпонентного вибрационного сигнала, характеризующие потенциально опасные резонансные процессы, основанные на применение Фурье-периодограммы и вейвлет-сглаживании. Применены описанные методы для исследования сигналов подшипников качения. Проведено сравнение полученных оценок спектральной плотности мощности для двух рассматриваемых методов.

Ключевые слова: *вибрационные сигналы, резонансные процессы, подшипники качения, оценка спектральной плотности мощности*

Подшипники играют важную роль в конструкции авиационной и космической техники. Неисправность одного подшипника качения может привести к отказу всей конструкции или вызвать выход объекта из строя, что влечет за собой большие материальные потери. В связи с этим к подшипникам предъявляют большие требования к надежности [1]. Для определения эксплуатационных параметров и уровня качества подшипников, а также повешения надежности функционирования объектов проводятся испытания. Для установления причин неисправностей в случае нештатно завершенных испытаний проводится исследование сигналов виброизмерений. Наиболее распространенные методы оценивания вибросигналов нештатно завершенных испытаний основаны на обработке данных с использованием Фурье- или вейвлет-преобразований. Цель данной работы сравнить эти алгоритмы на точность определения параметров, характеризующих потенциально опасные резонансные явления.

Материалы и методы. При наличии неисправности в подшипнике, механические колебания, создаваемые узлом качения, содержат периодическую компоненту с частотой, которую можно определить исходя из данных о расположении неисправности и геометрии подшипника [2]. Существуют несколько частот подшипника: частота прохода тел качения по внешней и внутренней обойме, каждая из которых указывает на неисправность в этой обойме. Спектральное представление сигналов позволяет определить наличие или отсутствие неисправности в вибросигнале.

Вибрационные сигналы представляют собой сложные временные ряды, которые содержат множество компонентов, таких как шум, периодические компоненты, случайные компоненты и т. д. Метод диагностики спектра оги-

бающих вибрационных сигналов является эффективным для обнаружения дефектов на ранних стадиях, так как меньше подвержен помехам и имеет большую достоверность, что объясняет его широкое применение [3]. В бездефектных узлах гармонические составляющие отсутствуют и спектр имеет только случайные компоненты.

Фурье-преобразование является одним из основных инструментов для анализа частотных характеристик сигналов. Использование периодограммы Фурье представляет собой оценку спектральной плотности мощности (СПМ) сигнала и является широко используемым методом для изучения периодических компонент вибрационных сигналов. Она позволяет определить частоты резонансных процессов, а также спектральные и энергетические характеристики механических вибраций объектов.

Так как рассматриваемые сигналы имеют непрерывный спектр и неравномерное распределение энергии необходимо использование математического аппарата, учитывающего эти особенности и сохраняющих амплитудные соотношения СПМ, что является важной частью анализа резонансных явлений. Использование вейвлет-сглаживания периодограммы позволяет улучшить качество оценки спектральных характеристик, особенно при наличии шума и нестационарных процессов в сигнале. Описание такого математического аппарата и основные шаги алгоритма оценивания параметров многокомпонентного вибрационного сигнала, характеризующих потенциально опасные резонансные процессы представлено в работе Д.М. Клионского [4].

В рамках экспериментов оцениваются СПМ вибрационных сигналов в установившемся режиме в диапазоне частот от нуля до частоты Найквиста.

В качестве исходных данных использованы многокомпонентные вибрационные сигналы, полученные компанией «Технологии предотвращения отказов оборудования» (англ. MFPT), содержат 23 набора, собранных с объектов, имеющих известные неисправности [5].

Оценивание параметров сигнала проводилось для алгоритма на основе исследования Фурье-периодограммы спектра огибающей и на основе сглаживания Фурье-периодограммы. Для сравнения эффективности работы алгоритмов исходный вибрационный сигнал MFPT использовался при разном отношение сигнал/шум от 6 до 20 дБ. Алгоритм на основе сглаживания Фурье-периодограммы рассматривался при использовании вейвлет-базиса — койфлет 4 порядка и жесткий вид пороговой обработки. Койфлеты имеют компактный носитель, что необходимо для сигналов с информативными локальными особенностями, а высокий порядок вейвлет-фильтра необходим для сглаживания СПМ, имеющих осциллирующий характер. Мягкая пороговая обработка искажает ширину и высоту резонансных пиков, ее применение целесообразно в случае отсутствие локальных особенностей [4].

Результат работы обоих алгоритмов оценивался при заданном ОСШ по следующим двум общепринятым критериям: среднеквадратическая ошибка отклонения СПМ исследуемого сигнала от СПМ опорного сигнала и сред-

няя абсолютная ошибка отклонения энергии исследуемого сигнала в третьоктавных полосах частот.

Рассматриваемые алгоритмы были реализованы в ПО MATLAB R2022a и для сигналов с разным ОСШ был проведен расчет. Из анализа результатов вычислений следует, что алгоритм, основанные на вейвлет-сглаживании при жесткой пороговой обработке вейвлет-коэффициентов и койфлета 4-го порядка обеспечивает точность оценивания параметров СПМ выше по сравнению с алгоритмом, основанным на Фурье-периодограмме. Зависимости значений среднеквадратической ошибки от ОСШ показаны на рисунке *а*. График наглядно демонстрирует, что при любом отношении сигнал-шум среднеквадратичная ошибка алгоритма оценивая параметров на основе Фурье-периодограммы значительно выше, чем у алгоритма на основе вейвлет-сглаживания.

Оценив энергию вибраций, приходящуюся на третьоктавные полосы частот, при различных ОСШ для рассматриваемых алгоритмов при использовании жесткой пороговой обработке и койфлета 4-го порядка, давшие наилучший результат при оценивании СПМ, можно заключить, что среднеквадратичная ошибка меньше при использовании алгоритма вейвлет-сглаживания. Зависимости значений средней абсолютной ошибки от ОСШ показаны на рисунке *б*.

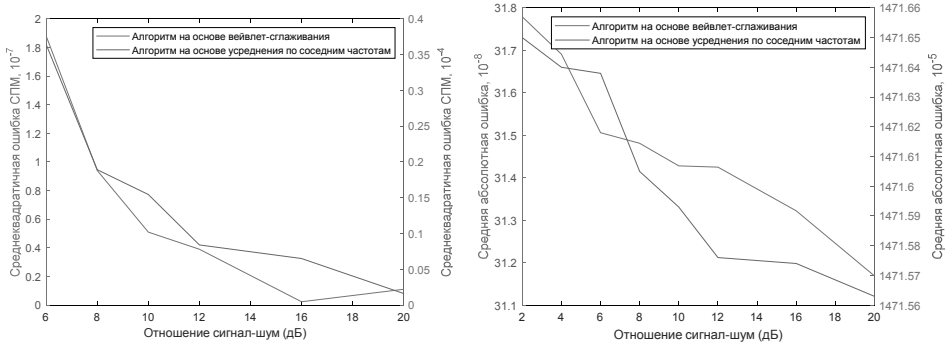


График зависимости ошибки от ОСШ для рассматриваемых алгоритмов:
а — среднеквадратическая; *б* — средней абсолютной

По результатам сравнения алгоритмов определения параметров многокомпонентного вибрационного сигнала подшипников, характеризующих потенциально опасные резонансные явления можно заключить следующее среднеквадратичная ошибка оценивания спектральной плотности мощности алгоритма на основе вейвлет-сглаживания при отношении сигнал/шум 6 дБ меньше более чем в 30 дБ по сравнению с алгоритмом на основе оценивания Фурье-периодограммы, а при отношении сигнал/шум от 8 до 12 дБ меньше

более чем в 28 дБ; средняя абсолютная ошибка оценивания энергии вибраций алгоритма при использовании алгоритма на основе вейвлет-сглаживания меньше на 2 порядка, чем алгоритм на основе Фурье-периодограммы.

Литература

[1] Кирилловский В.В., Белоусов Ю.В. Теоретическое обоснование новых особенностей работы подшипников качения в условиях комбинированного нагружения. *Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: Инженерные исследования*, 2021, т. 22, № 2, с. 184–195. https://doi.org/10.22363/2312-8143-2021-22-2-184-195

[2] *Выявление неисправностей подшипников качения.* URL: http://asm-tm.ru/wp-content/uploads/2014/10/bearings.pdf?ysclid=lraj5lp8hg370023653 (дата обращения 10.01.2024).

[3] Давыдов И.Г., Васюкевич С.Ю., Мигалевич С.А., Цурко А.В. Оценка помехоустойчивости метода диагностики роторных узлов машин в зависимости от условий предварительной фильтрации вибрационного сигнала. *Вестник ГГТУ им. П.О. Сухого*, 2014, № 4 (59), с. 50–57.

[4] Клионский Д.М. *Алгоритмы и комплекс программ оценивания параметров многокомпонентного вибрационного сигнала. Дис. ... канд. техн. наук.* Санкт-Петербург, 2013.

[5] Condition Based Maintenance Fault Database for Testing of Diagnostic and Prognostics Algorithms. Machinery Failure Prevention Technology. URL: https://www.mfpt.org/fault-data-sets/ (дата обращения 15.10.2023).

Секция 4. КОСМИЧЕСКАЯ ЭНЕРГЕТИКА И КОСМИЧЕСКИЕ ЭЛЕКТРОРАКЕТНЫЕ ДВИГАТЕЛЬНЫЕ СИСТЕМЫ — АКТУАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ СОЗДАНИЯ И ОБЕСПЕЧЕНИЯ КАЧЕСТВА, ВЫСОКИЕ ТЕХНОЛОГИИ

УДК 629.7

Л.А. Квасников — организатор энергетического направления кафедры «Электроракетные двигатели, энергетические и энергофизические установки» Московского авиационного института

Назаренко Игорь Петрович nazarenkoip@mai.ru
Севрук Станислав Доминикович sds46@yandex.ru
Хартов Сергей Анатольевич skhartov@ya.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Леониду Александровичу Квасникову (1924–2013) 4 января 2024 года исполнилось бы 100 лет. Вся научная деятельность Л.А. Квасникова неразрывно связана с факультетом «Двигатели летательных аппаратов» МАИ, который он закончил в 1947 году. В докладе рассмотрена роль Л.А. Квасникова в организации на факультете «Двигатели летательных аппаратов» в 1962 году новой кафедры, которая в настоящее время носит название «Электроракетные двигатели, энергетические и энергофизические установки».

Ключевые слова: *организатор энергетического направления, факультет «Двигатели летательных аппаратов», электроракетные двигатели, энергетические и энергофизические установки*

Леониду Александровичу Квасникову (1924–2013) 4 января 2024 года исполнилось бы 100лет. Вся научная деятельность Л.А. Квасникова неразрывно связана с факультетом «Двигатели летательных аппаратов» МАИ, который он закончил в 1947 году. Именно здесь Квасников Л.А. прошел путь от студента до профессора, доктора технических наук, лауреата премии Совета Министров СССР за 1990 год.

Начальный период своей творческой деятельности с 1947 по 1956 год Квасников Л.А. посвятил исследованию рабочих процессов в воздушно-реактивных двигателях (ВРД).

Приближалось начало космической эры и в составе кафедр жидкостных ракетных двигателей (ЖРД) и ВРД были организованы группы исследователей, которые начали осваивать новое состояние рабочих тел — плазменное. На кафедре ВРД эту группу возглавил Л.А. Квасников.

Бурное развитие космической техники потребовало организовать подготовку кадров, способных решать возникающие перед космической отраслью задачи. С этой целью на факультете «Двигатели летательных аппаратов» в 1962 году была организована новая кафедра, которая в настоящее время носит название «Электроракетные двигатели, энергетические и энергофизические установки», одним из организаторов и создателей которой стал Л.А. Квасников.

Л.А. Квасников одним из первых сотрудников кафедры понял, что электроракетные двигатели, которые в начальный период определяли развитие

кафедры, зависят от возможностей энергетической установки, находящейся на борту космического аппарата. Под его руководством было организовано исследование рабочих процессов в преобразователях различных видов энергии в электрическую. Были установлены тесные связи с предприятиями космической отрасли: РКК «Энергия», РНЦ «Курчатовский институт», ИЦ «Центр Келдыша», ЦИАМ им. Баранова и др. Результаты работ, выполненных под руководством Квасников Л.А. нашли отражение в учебнике «Теория и расчет энергосиловых установок космических аппаратов» [1], учебных пособиях и научных статьях. Среди его учеников доктора технических наук и многочисленный отряд кандидатов наук и инженеров, работающих в космической отрасли.

Круг интересов Л.А. Квасникова был необычайно широк: термоэмиссионные преобразователи, электрохимические генераторы, фотоэлектрические преобразователи, турбогенераторы. Он имел авторитет среди работников космической отрасли. Его научные идеи не потеряли актуальности до сих пор и успешно реализуются его учениками.

Литература

[1] Квасников Л.А., Латышев Л.А., Пономарев-Степной Н.Н., Севрук Д.Д., Тихонов В.Б. *Теория и расчет энергосиловых установок космических летательных аппаратов*. Москва, МАИ, 2001.

УДК 629.7

Об особенностях отработки энергодвигательных технологий современных космических аппаратов

Бекметов Илья Олегович[1] dinamo185@mail.ru
Дрондин Алексей Викторович[1] drondin@kerc.msk.ru
Захаренков Леонид Эдуардович[1, 2] zakharenkov@kerc.msk.ru
Семенкин Александр Вениаминович[1, 2] a.v.semenkin@yandex.ru
Солодухин Александр Евгеньевич[1, 2] alexander.solodukhin@gmail.com
Янчур Сергей Викторович[1] s99962@mail.ru

[1] *АО ГНЦ «Центр Келдыша»*

[2] *МГТУ им. Н.Э. Баумана*

Выполнен анализ требований к энергодвигательному обеспечению космических аппаратов различного назначения. Рассмотрены принципы выбора единичных модулей электроракетных двигателей и составляющих систем электроснабжения: солнечных и аккумуляторных батарей. Рассмотрены эффекты возможного взаимного влияния единичных модулей друг на друга и технологии обеспечения параллельной работы нескольких модулей на борту КА, в том числе с учетом перспектив проведения сборочных операций и операций обслуживания КА на орбите. Рассмотрены особенности отработки энергодвигательных технологий современных космических аппаратов, в том числе летных испытаний с использованием Международной космической станции и проектируемой Российской высокоширотной орбитальной станции.

Ключевые слова: *космический аппарат, электроракетный двигатель, энергодвигательная система*

Современному этапу развития космической техники научного и коммерческого назначения присущи несколько характерных тенденций:

– переход к серийному производству и запуску космических аппаратов, темп и объем производства которых в десятки раз превышает ранее существовавшие;

– появление новых задач и классов космических аппаратов, например, космических аппаратов обслуживания, транспортных межорбитальных буксиров и др.

Увеличение темпа и объемов производства космической техники предполагает переработку конструкции, технологии производства и контроля качества таких базовых подсистем космических аппаратов как система электроснабжения (СЭС), электроракетные двигательные установки (ЭРДУ), системы терморегулирования (СОТР). Используемые платформы космических аппаратов постоянно совершенствуются, в том числе меняется мощность и масса КА, расширяются функции двигательной установки — не только поддержание орбиты КА, но и межорбитальная транспортировка, увод с орбиты для предотвращения засорения космического пространства и ряд

других. В этой связи наиболее рациональным является использование модульных конструкции основных подсистем КА, которые позволяют, меняя число отработанных единичных составляющих, изменять конфигурацию, мощность и функциональные возможности космических аппаратов [1, 2].

Модульное построение предполагает при наземной отработке решение следующих основных задач при наземной отработке:

– отработку единичного модуля, например, двигателя ЭРДУ или солнечной панели СЭС КА;

– отработку технологии интегрирования нескольких единичных модулей в системы и обеспечение их параллельной работы на борту КА.

Сформулированы принципы выбора единичных модулей ЭРД и составляющих системы электроснабжения: солнечных и аккумуляторных батарей. Рассмотрены эффекты возможного взаимного влияния единичных модулей друг на друга и технологии обеспечения параллельной работы нескольких модулей на борту КА, в том числе с учетом перспектив проведения сборочных операций и операций обслуживания КА на орбите.

Рассмотрены возможности физического моделирования работы сложных подсистем КА при параллельной работе нескольких единичных модулей при наземной отработке, приведена оценка целесообразности переноса определенного объема экспериментальной отработки в космическое пространство за счет использования космических экспериментов на пилотируемых станциях [3, 4].

Представлены предложения о проведении космических экспериментов на Международной космической станции и проектируемой Российской высокоширотной орбитальной станции РОСС.

Литература

[1] Gafarov A.A., Drondin A.V., Zakharenkov L.E. et al. Service Systems of Small Spacecrafts. *AIP Conference Proceedings*, 2021, vol. 2318, art. 040001. https://doi.org/10.1063/5.0035980

[2] Дрондин А.В., Протасов А.М., Шевдин А.А. и др. Тенденции развития солнечных энергетических систем космических аппаратов. *Космонавтика и ракетостроение*, 2012, № 6 (123), с. 105–119.

[3] Даляев И.Ю., Дрондин А.В., Копылов В.М., Кошлаков В.В., Лопота А.В., Ребров С.Г., Янчур С.В. Концепция космического эксперимента по системе орбитальной роботизированной сборки солнечных батарей. *Созвездие Роскосмоса: траектория науки. Матер. докл. Отраслевой науч.-практ. конф.: сб. тр.* Санкт-Петербург, БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова, 2023, 52 с.

[4] Smirnov S.V., Sinkevich M.V., Antipov Y.A., Khalife H.S. A calculation method of a heat rejection system in a lunar power plant consisting of a free-piston Stirling engine (FPSE). *Acta Astronautica*, 2021, vol. 180, pp. 46–57. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.12.008

УДК 533.9.03

Вынесенный поджиг разряда магнитоплазменного компрессора изолированной свечей в вакууме

Павлов Алексей Вячеславович alekseipavlov@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Для решения проблемы пробоя коаксиального разрядного промежутка в магнитоплазменном компрессоре в вакууме предложено использовать вынесенную за пределы разрядного канала изолированную от него «свечу зажигания» и синхронизацию подачи основного разрядного напряжения по сигналу с пояса Роговского, установленного на свече. Представлены результаты экспериментальных исследований, подтверждающих работоспособность такой системы. Показано, что применение предложенной схемы позволяет снизить напряжение пробоя в МПК примерно с 25 до 2,5 кВ.

Ключевые слова: *плазмодинамический разряд в вакууме, магнитоплазменный компрессор, зажигание разряда, пробой*

Сильноточные плазмодинамические разряды (разряды магнитоплазменного компрессора эрозионного типа [1–3], коаксиальные сильноточные плазменные ускорители [4], плазмафокусные разряды [5]) давно нашли применение в технике и научных исследованиях. Это и вторичные стандарты яркости в ВУФ диапазоне спектра [6], и источники излучения для накачки эксимерных лазеров [7], и абляционные импульсные плазменные двигатели [8], и источники компрессионных плазменных потоков [9, 10] и др.

Одной из проблем таких устройств является потребность в значительном перенапряжении в разрядном канале для зажигания разряда в вакууме (для торцевой конфигурации МПК разряда с D = 34, d = 6 мм — не менее 20 кВ [11]). В зависимости от задачи, эта проблема решается либо подачей на разрядный промежуток напряжения, превышающего пробойное, либо созданием затравочной плазмы в разрядном канале при помощи поджигного устройства.

В наших экспериментальных условиях [11] напряжение вакуумного пробоя превышает 20 кВ [12], и превышает предельные характеристики зарядного устройства (Стен-20 ООО «Эм Эл») и емкостного накопителя энергии (КПИМК-28-18 ЗАО «РТГ 2»). В связи с этим возникла необходимость использовать систему поджига разряда совместно с тиратроном (ТДИ1-200к/25П ООО «Импульсные технологии») в основном контуре разряда. Применение внешнего источника затравочной плазмы и синхронизация момента появления тока разряда изолированной и вынесенной за пределы МПК свечи с подачей сигнала на включение тиратрона МПК позволяет получить стабильный поджиг МПК в глубоком вакууме.

В качестве поджигного устройства использовалась свеча от поджига газовой плиты (Gorenje) с керамическим изолятором электрода (катод) в медном

стакане (анод) с завальцовкой по торцу свечи для обеспечения зазора около 0,5 мм, установленная на растоянии 50 мм от среза МПК. Такая схема имеет ряд преимуществ: нет встроенных в МПК дополнительных электродов и соответствующих цепей поджига, могущих повлиять на изменение и характеристики разряда, нет взаимовляния поджигных цепей и основных разрядных цепей МПК (электросовместимость, гальваническая развязка).

Для такой схемы разрядного канала и поджига был проведен цикл экспериментов. Первоначально, при заряде конденсатора 10,2; 15 и 20 кВ и постоянной откачке (остаточное давление 0,01 Па) пробоя без поджига при срабатывании тиратрона не происходило. Задем убедились, что свеча в вакууме (натекание без откачки 1,8 мТорр/мин) при постоянной откачке срабатывает стабильно. На третьем этапе проверили пробой МПК с поджигом от свечи (частота повторения импульсов около 10 Гц) без синхронизации срабатывания свечи и тиратрона, пробоя не происходило.

Для синхронизации запуска тиратрона и свечи зажигания воспользовались сигналом монитора тока (A110 Pearson El 0.1 A/V) на свече, так как ток идет только во время пробоя свечи. Сигнал усиливается операционным усилителем до значения достаточного для срабатывания опторазвязки в блоке поджига тиратрона.

В предложенной схеме зажигание МПК разряда происходит при напряжении на емкостном накопителе вплоть до 2,5 кВ.

Таким образом, показано, что вынесенная свеча зажигания МПК разряда при синхронизации с моментом поджига тиратрона позволяет снизить пробойное напряжение до 2,5 кВ и обладает рядом преимуществ по сравнению с традиционными системами поджига: нет встроенных в МПК дополнительных электродов и соответствующих цепей поджига, могущих повлиять на развитие и характеристики разряда, нет взаимовляния поджигных цепей и основных разрядных цепей МПК (электросовместимость, гальваническая развязка), применение стандартных компонентов в системе поджига, возможность тонкой регулировки моментов разряда МПК и поджига.

Работа выполнена на уникальной научной установке (УНУ) «Пучок-М» МГТУ им. Н.Э. Баумана, при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации по государственному заданию № FSFN-2024-0007.

Литература

[1] Протасов Ю.С., ред. *Радиационная плазмодинамика. Т. 1.* Москва, Энергоатомиздат, 1991.

[2] Протасов Ю.С. Плазменные источники излучения высокой спектральной яркости. В кн.: Энциклопедия низкотемпературной плазмы. Т. 4. Вводный том. Москва, Наука, 2000, с. 232–262.

[3] Kozlov N.P., Protasov Yu.S. On the mechanism of a plasma focus formation in an ablation type magnetoplasma compressor. *Phys. Lett.*, 1978, A. 67, pp. 191–193.

[4] Морозов А.И. Квазистационарный плазменный ускоритель с ионным токопереносом (КСПУ). В кн.: Энциклопедия низкотемпературной плазмы. Т. 3. Вводный том. Москва, Наука, 2000, с. 482–489.

[5] Грибков В.А. и др. Установка «Вихрь» типа «плазменный фокус» для диагностики радиационно-термической стойкости материалов, перспективных для термоядерной энергетики и аэрокосмической техники. *Приборы и техника эксперимента*, 2020, № 1, с. 75–83. https://doi.org/10.31857/S0032816219060193

[6] Anevsky S.I., Vernyi A.E., Kozlov N.P., Konev Lv., Malaschenko V.A., Morozov O.Yu., Tsygankov P.A. Use of synchrotron radiation for calibration of a working measuring instrument based on plasma focus. *Nuclear Instruments and Methods in Physics Research*, 1989, A282, с. 714–715.

[7] Камруков А.С., Козлов Н.П., Опекан А.Г., Протасов Ю.С., Рудой И.Г., Сорока А.М. Рекомбинационный лазер на атомарном ксеноне с возбуждением тепловым ионизирующим излучением МПК-разряда. *Квантовая электроника*, 1989, 16, № 7, с. 1333–1345. https://doi.org/10.1070/QE1989v019n07ABEH008224

[8] Popov G.A. Antropov N.N. Ablative PPT. New quality, new perspectives. *Acta Astronautica*, 2006, vol. 59, pp. 175–180. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2006.02.009

[9] Astashynski V.M. et al. Generation of erosion compression plasma flows in a miniature plasma accelerator and their capability for formation of thin nanostructured coating. *High Temperature Material Processes*, 2020, vol. 24 (2), pp. 99–107.

[10] Сивков А.А. и др. Синтез диоксида титана плазмодинамическим методом с возможностью регулирования гранулометрического состава. *Поверхность. Рентгеновские, синхротронные и нейтронные исследования*, 2022, № 1, с. 51–57.

[11] Pavlov A., Shchepanyuk T., Skriabin A., Telekh V. Gas Dynamics Processes above the Polymers Surface under Irradiation with Broadband High-Brightness Radiation in the Vacuum Ultraviolet Spectrum Region. *Polymers*, 2022, vol. 14, pp. 39–40.

[12] Авдиенко А.А., Лысенко А.П. Поверхностный пробой изоляторов в вакууме на наносекундных импульсах. Новосибирск, ИЯФ СО АН СССР, 1970.

УДК 533

Исследование эффективности испарения полимеров вакуумным ультрафиолетовым излучением

Данилов Вадим Максимович
Павлов Алексей Вячеславович alekseipavlov@bmstu.ru
Телех Виктор Дмитриевич telekh@bmstu.ru
Пасынкова Дарья Сергеевна
Протасов Юрий Юрьевич

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Приведены экспериментальные результаты исследования процессов в приповерхностной области плоских полимерных образцов (поликарбонат, полиацеталь ПОМ-С и ПОМ-Н, полиэтилен, поливинилхлорид, полипропилен, капролон, оргстекло, полиуретан и фторопласт-4) при их облучении вакуумным ультрафиолетовым излучением (ВУФ), генерируемым импульсными сильноточными разрядами. Характерное время воздействия излучения составляло ≈ 3…50 мкс, энергия излучения в вакуумной области спектра ≈1–2 кДж. Основные характеристики процессов регистрировались на шлирен-фотографиях. Исследована динамика образования и развития паро-плазменных потоков при ВУФ-абляции в зависимости от интенсивности падающего на поверхность излучения.

Ключевые слова: *плазмодинамический разряд, магнитоплазменный компрессор, абляция, шлирен диагностика*

Тенденция к уменьшению характерных размеров конструкционных и функциональных элементов современных устройств становится все более явной в последние годы. Это касается, в том числе, и космической техники: значительную популярность в последние несколько лет приобрели малые космические аппараты (МКА) формата CubeSat. Это спутники, с характерным размером элемента 10×10×10 см (юнита, 1U) и количеством юнитов 1U, 2U, 3U, 6U, 12U. При массе одного юнита до 1,3 кг, масса аппарата изменяется от 1 до 16 кг. Особенностью таких МКА является жестко ограниченные энергопотребление и габариты элементов этих аппаратов.

Для увеличения срока активного существования и расширения функциональных возможностей МКА он должен быть оснащен двигательной установкой, к которой тоже предъявляются требования по минимизации энергопотребления и габаритных размеров [1]. Сейчас активно проводятся работы по нахождению оптимального двигателя для таких спутников. За счет простоты конструкции абляционный импульсный плазменный микродвигатель удовлетворяет требованиям, предъявляемым к двигателям CubeSat — они обладают хорошей геометрической масштабируемостью за счет использования твердого рабочего тела и устойчиво работают при низкой потребляемой мощности [2].

Однако эти ДУ имеют ряд недостатков, в т. ч. инерционность процессов испарения рабочего тела (диэлектрика). В основе работы АИПД лежит испарение (абляция), ионизации и последующее ускорение рабочего тела в собственном магнитном поле импульсного сильноточного разряда. Явление «послепарения» диэлектрика приводит к уносу части массы с тепловыми скоростями что снижает тяговые характеристики двигателя [3].

Общепринято, что основным процессом переноса энергии «плазма-полимер» является излучение, а спектр излучения разряда в основном расположен в УФ-ВУФ области [4]. В связи с этим, актуальным является исследование процессов абляции (светоэрозии) различных полимерных материалов в поле широкополосного УФ-ВУФ излучения.

Для моделирования испарения полимеров под действием излучения ВУФ диапазона спектра использовалось излучение разряда магнитоплазменного компрессора (МПК) эрозионного типа [5–9]. Спектральным составом излучения такого разряда можно управлять с помощью фонового газа [10, 11], а плотностью мощности излучения на поверхности исследуемого образца — изменением расстояния от разряда до образца. Подробное описание экспериментальной установки, характеристик разряда МПК, методик оптической диагностики и некоторых особенностей обработки результатов представлено в [7–9]. Характерное время воздействия излучения составляло ≈3…50 мкс, энергия излучения в вакуумной области спектра ≈ 1–2 кДж.

В ходе эксперимента была получена серия Шлирен-фотографий, на которых наблюдается характерная газодинамическая структура над облучаемой поверхностью [6–9]. Динамика процессов над полимерным образцом выглядит следующим образом: в результате абляции (светоэрозии) и последующей фотоионизации над полимерным образцом образуется плазменный слой из паров материала образца. Нагрев плазменного слоя и его расширение приводит к сжатию фонового газа над поверхностью образца. При этом, скорость движения контактной границы плазма-газ происходит со скоростями, сравнимыми с локальной скоростью звука в плазменном слое и превышает скорость звука в невозмущенном фоновом газе. Это приводит к образованию фазовых неоднородностей над поверхностью образца, наблюдаемых на шлирен-фотографиях.

Динамика (изменение положения от кадра к кадру) фазовых неоднородностей является интегральным представлением о процессах, происходящих при воздействии на образец ВУФ-излучения. К этим процессам относятся деполимеризация, испарение, ионизация, расширение плазмы и другие. Такие зависимости не позволяют нам определить роль каждого отдельного процесса, но дают возможность выполнить сравнение совокупности этих процессов в случае ВУФ-абляции различных материалов. Это возможно благодаря одинаковым условиям эксперимента (одинаковое давление в камере, одинаковое зондирующее излучение, одинаковый момент зондирования, одинаковый спектр излучения разряда).

Результаты показывают, что поливинилхлорид и полиэтилен обладают самой высокой интенсивностью испарения. Это объясняется их низкой температурой деполимеризации (260°C и 300°C).

Работа выполнена на уникальной научной установке (УНУ) «Пучок-М» МГТУ им. Н.Э. Баумана, при поддержке Министерства образования и науки Российской Федерации по государственному заданию № FSFN-2024-0007.

Литература

[1] Pashaev A.D., Shumeiko A.I., Telekh V.D. Determination of the minimum size of a small spacecraft of the CubeSat standard for the possibility of using modern propulsion systems. *AIP Conference Proceedings*, 2023, vol. 2549 (1), art. 050002.

[2] Ахметжанов Р.В., Богатый А.В., Дьяконов Г.А. и др. Электрические ракетные двигатели нового поколения для малых космических аппаратов. *Известия РАН. Энергетика*, 2019, т. 3, с. 3–13.

[3] Guarducci F., Coletti M. *Design and Testing of a Micro Pulsed Plasma Thruster for Cubesat Applicaion*. Tesi di Dottorato di Ricerca in Ingegneria Aerospaziale XXIII Ciclo, 2011, 239 p.

[4] Antropov N.N., Bogatyi A.V., Boykachev V.N. et al. Development of Next-generation Ablative Pulsed Plasma Thrusters. *6th Russian-German Conference on Electric Propulsion and Their Application/Procedia Engineering*. Elsevier Ltd., 2016, pp. 53–60. https://doi.org/10.1016/j.proeng.2017.03.291

[5] Pavlov A.V., Protasov Yu.Yu., Telekh V.D., Shchepanyuk T.S. Laser holographic interferometry of short ultraviolet radiation with high power density interaction with condensed matters. *Scientific Visualization*, 2019, vol. 11 (3), pp. 111–125.
https://doi.org/10.26583/sv.11.3.10

[6] Skriabin A.S., Telekh V.D., Pavlov A.V., Pasynkova D.S. et al. Surface Degradation of Thin-Layer Al/MgF_2 Mirrors under Exposure to Powerful VUV Radiation. *Nanomaterials*, 2023, vol. 13 (21), art. 2819. https://doi.org/10.3390/nano13212819

[7] Pavlov A.V., Shchepanyuk T.S., Skriabin A.S., Telekh V.D. Gas Dynamics Processes above the Polymers Surface under Irradiation with Broadband High-Brightness Radiation in the Vacuum Ultraviolet Spectrum Region. *Polymers*, 2022, vol. 14, art. 3940.. https://doi.org/10.3390/polym14193940

[8] Telekh V.D., Pavlov A.V., Kirillov D.V., Vorob'ev E.V. et al. Experimental Study of Irradiation of Thin Oxide and Mo/Si Multilayers by High Brightness Broadband VUV/UV Radiation and Their Degradation. *Coatings*, 2022, vol. 12 (2), art. 290.
https://doi.org/10.3390/покрытия12020290

[9] Kozlov N.P., Protasov Yu.S. On the mechanism of a plasma focus formation in an ablation type magnetoplasma compressor. *Phys. Lett. A*, 1978, vol. 67, pp. 191–193.

[10] Kuzenov V.V., Ryzhkov S.V. The Qualitative and Quantitative Study of Radiation Sources with a Model Configuration of the Electrode System. *Symmetry*, 2021, vol. 13 (6), art. 927. https://doi.org/10.3390/sym13060927

[11] Kamrukov A.S., Kozlov N.P., Protasov Yu.S., Shashkovskii S.G. Bright thermal VUV sources based on plasmodynamic discharges in gases. *High Temp.*, 1989, vol. 27, pp. 141–155.

УДК 629.78:621.368

Исследование системы инициирования разряда абляционного импульсного двигателя с малой энергией разряда

Гордеев Святослав Валерьевич svyatoslavgordeev@mail.ru
Попов Иван Алексеевич popov-ivan20@yandex.ru
Богатый Владимир Игнатьевич viskomaks@yandex.ru
Дьяконов Григорий Александрович grigory987@ya.ru
Семенихин Сергей Анатольевич riame3@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В связи со стремительным развитием малых космических аппаратов увеличивается интерес к абляционным импульсным плазменным двигателям малой энергии. Одним из основных узлов такого двигателя является блок инициирования разряда. В докладе представлены результаты проведенного авторами исследования системы инициирования разряда, предназначенной для абляционного импульсного плазменного двигателя малой энергии. Получены осциллограммы токов, протекающих в цепях системы инициирования разряда, и проведена сравнительная оценка эффективности различных ее конфигураций.

Ключевые слова: *малый космический аппарат, абляционный импульсный плазменный двигатель, блок инициирования разряда, искровой разряд*

На сегодняшний день одной из динамично развивающихся областей науки и техники является создание малых космический аппаратов (МКА). Такие аппараты требуют разработки специальных двигателей, которые должны работать при достаточно малой мощности на борту [1, 2].

Абляционные импульсные плазменные двигатели (АИПД) являются одним из перспективных видов двигателей с точки зрения их применения на МКА. Это связано с тем, что АИПД имеют довольно простую конструкцию и низкую стоимость по сравнению с другими типами электроракетных двигателей (ЭРД), а также уникальную особенность: отсутствие зависимости удельных характеристик двигателя (удельный импульс тяги и тяговая эффективность) от потребляемой мощности.

Для зажигания разряда в АИПД применяется, так называемый, блок инициирования разряда (БИР), который, в общем случае, состоит из свечи, сильноточного коммутирующего ключа, накопительного конденсатора и высоковольтного трансформатора.

Зажигание разряда происходит следующим образом. Искровой разряд, генерируемый в свече, служит первичным источником заряженных частиц, которые обеспечивают электрический пробой между электродами двигателя.

Для МКА БИР АИПД должен обладать простой конструкцией, быть достаточно компактным и иметь высокую надежность [3, 4].

В данной работе исследовалась система инициирования разряда, предназначенная для АИПД малой энергии.

Была выбрана наиболее простая схема, обладающая высокой надежностью, которая состояла из: накопительного конденсатора, сильноточного коммутирующего устройства и высоковольтного повышающего трансформатора.

Было проведено исследование влияния энергии, запасаемой в накопительном конденсаторе, на параметры системы. Исследования были проведены с различными высоковольтными трансформаторами. Эффективность работы системы оценивалась по виду осциллограмм тока в цепи специального дополнительного электрода, установленного вблизи свечи инициирования разряда.

Были получены осциллограммы тока и напряжения в цепи первичной обмотки трансформатора, а также осциллограммы тока в цепи вторичной обмотки трансформатора для двухэлектродной свечи.

По результатам проведенного исследования можно сделать вывод о достаточно низкой эффективности исследуемой системы инициирования разряда: не более 10 % энергии, запасенной в накопительном конденсаторе, выделяется в свече. Повышение данного параметра позволило бы использовать в составе системы инициирования разряда комплектующие элементы, обладающие меньшими габаритными размерами.

Также были определены требуемые параметры комплектующих элементов, которые целесообразно использовать в системах инициирования разряда АИПД с малыми энергиями разряда.

Литература

[1] Lee D., Kim H., Lee S., Doh G., Choe W. Development and Performance Test of a 50 W-class Hall Thruster. *Presented at the 36th International Electric Propulsion Conference*. Austria, University of Vienna, 2019, IEPC-2019-599.

[2] Quang Pham Tr.D., Nguyen H.T.T., Shin J. Development of 50 W class RF gridded ion thruster. *Presented at the 36th International Electric Propulsion Conference*. Austria, University of Vienna, 2019, IEPC-2019-811, IEPC-2019-383.

[3] Антропов Н.Н., Богатый А.В., Дьяконов Г.А. и др. Разработка абляционных импульсных плазменных двигателей в НИИ прикладной механики и электродинамики. *Космонавтика и ракетостроение*, 2008, № 3 (52), с. 28–34.

[4] Антропов Н.Н., Богатый А.В., Дьяконов Г.А. и др. Новый этап развития абляционных импульсных плазменных двигателей в НИИ ПМЭ. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2011, № 5 (11), с. 30–40.

УДК 533.98

Электроракетный двигатель с многократным ускорением массы плазмоидов

Мозговой Александр Григорьевич[1] amozgovoy@gmail.com
Болотов Ярослав Константинович[1,2] yarbolotov@bk.ru
Егошин Денис Андреевич[3] yegoshinda2@gmail.com
Никулин Валерий Яковлевич[1] vnik@lebedev.ru
Огинов Александр Владимирович[1] oginov@lebedev.ru
Шпаков Константин Викторович[1] konstantineshpakov@gmail.com
Тиликин Иван Николаевич[1] ivantilikin@gmail.com
Родионов Андрей Александрович[1] ra1231@mail.ru
Ерискин Александр Александрович[1] subzerno@gmail.com

[1] *ФИАН*

[2] *МФТИ*

[3] *МГТУ им. Н.Э. Баумана*

Предложено использовать в электроракетных двигателях многократное ускорение плазмоида замкнутого токового витка (компактного тора, FRC) в плазме с любым составом. В таком безэлектродном двигателе компактный тор ускоряется магнитным полем при последовательном включении ускоряющих внешних обмоток, как в пушке Гаусса. Ранее испытан и запатентован новый способ формирования компактного тора в индуктивных накопителях энергии. На базе лобового столкновения двух ускоренных компактных торов с дейтерием можно осуществить и термоядерную реакцию синтеза, что сейчас становится мэйнстримом в управляемом синтезе.

Ключевые слова: *электрический ракетный двигатель, абляционный импульсный плазменный двигатель, импульсный разряд, компактный тор*

Введение. В Физическом институте им. П.Н. Лебедева совместно с МГТУ им. Н.Э. Баумана и ООО «Знаю как» был предложен, испытан и запатентован новый способ формирования компактных плазмоида в индуктивных накопителях энергии для прототипа коллайдера [1]. Два плазмоида, ускоренных навстречу друг друга, дали в месте столкновения температуру плазмы более 1 кэВ и длительность мягкого рентгеновского излучения около одной микросекунды, что на три порядка превышает длительность такого излучения на установках с Z, X-пинчами, плазменного фокуса [2] и сравнима с длительностью такого излучения от ядерного взрыва. Это показывает реальную возможность осуществления инерциального термоядерного синтеза. Скорость компактного тора на выходе бустер-формирователя достигала 40 км/с.

Реализация идеи. Для электроракетного двигателя нужны меньшие скорости поскольку энергии W выбрасываемой массы находится в квадратичной зависимости от скорости V, $W = m \cdot V \cdot V/2$, а максимальная тяга двигателя F

может быть оценена по простой формуле из предположения, что вся энергия идет на кинетическую энергию выбрасываемой массы. Энергия за 1 сек. это мощность N двигателя, или $F \cdot V/2 = N$; $F = 2 \cdot N/V$ — тяга обратно пропорциональна скорости выброса массы, но нужен гораздо больший расход ее масса в секунду. Тот же вид имеет формула импульса кванта света $P=E/c$, где E — энергия кванта, c — скорость света.

Международная Космическая станция (МКС), находясь на высоте 400 км, ежемесячно снижается на пару километром под действием силы сопротивления остатков атмосферы. Это сила порядка 0,25 Ньютона и это требует ежемесячного включения двигателей пристыкованных Прогрессов с годовым расходом топлива в несколько тонн, а для «ближнего космоса в 200 км» — это будет на порядок больше. Создание импульсных электроракетных двигателей с тягой в сотни миллиньютон при кВт-ном потреблении позволит решить эту задачу.

Существующие электроракетные двигатели (ЭРД) при однократном ускорении дают слишком большую скорость выброса в десятки и сотни километров в секунду и, соответственно, небольшую тягу [3, 4].

Для увеличения времени ускорения выбрасываемой массы нужна линейная структура, наподобие пушки Гаусса и частотный режим 100–1000 Гц работы, что осуществимо **с помощью плазмоидов или компактных торов с замкнутым токовым витком:**

$$F = 2 \cdot 10^{-7} \frac{J_1 J_2}{R} L$$

— закон Ампера-сила в ньютонах, токи в амперах, L, R-метры.

Стоящие перед нами задачи — это формирование компактных торов при минимальной энергетике и с большой массой. При скорости выброса в 2 км/с, для $F = 1$ Н, масса выброса в секунду равна $½ \cdot 10^3 = 0{,}5 \cdot 10^{-3}$ кг, а это больше одной тонны в месяц. Это, примерно то, что экипаж МКС выдает бытовых отходов (включая экскременты) за месяц. Кинетическая энергия тороидов за секунду — меньше кДж.

ООО «Знаю как» изготовлены безэлектродные бустер-инжекторы компактных торов на базе индуктивных накопителей энергии с целью использования как в термоядерных коллайдерах так и в ЭРД.

В ФИАН создан прототип формирователя компактных торов для электроракетного двигателя.

На рисунке показана схема установки. Плазму в бустер-формирователь тора инжектируют от пробоя по поверхности любого диэлектрика, либо импульсным напуском газа. Использовались 4 независимых разрядника с общей запасаемой энергией до 600 Дж.

Формирование компактного тора показало, что и на таком энергозапасе уровень захваченного магнитного поля составил 70 %. Ускорение тора — планируется на следующем этапе.

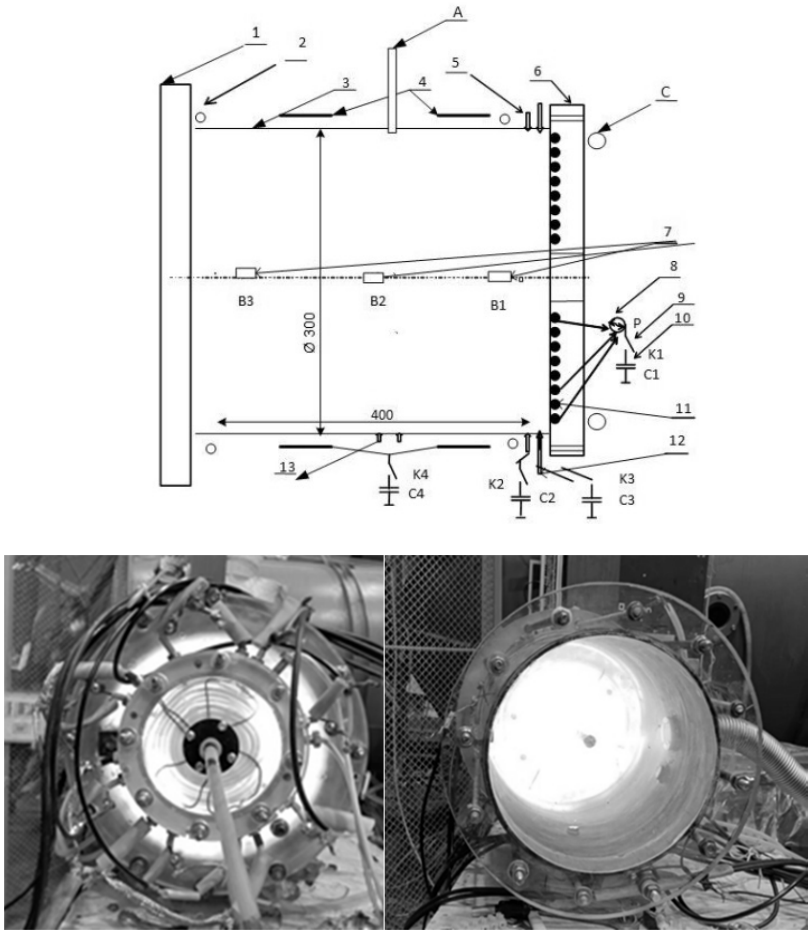


Схема установки

Таким образом, технология направлена на создание:

1) термоядерных реакторов-коллайдеров с мощностью в мегаватты;

2) электроракетных двигателей с тягой сотни ньютон — космический корабли будут достигать **Марса за пару месяцев,** появится реальная защита от «космического мусора» и от астероидной угрозы.

Будут разработаны эффективные источники быстрых нейтронов для комбинированного реакторе на ОЯТ — отработанном ядерном топливе.

Заключение. Для полета в дальний космос нужны мегаваттные реакторы с тысячами часов непрерывной работы и двигатели с тягой в сотни ньютон. Создание твердотельный мощных коммутаторов и сверхпроводников станет главной задачей для будущих исследований. Создание двигателя с энергопотреблением десятки кВт позволить в будущем перевести МКС на более высокую орбиту и сделать ее автономной. Она будет служить платформой для

сбора и хранения отработавших спутников и прочего космического мусора. Это — «топливо» для будущих путешествий по Солнечной системе, а энергию будет выдавать комбинированный реактор-коллайдер компактных торов генерирует поток быстрых нейтронов, а те в свою очередь, вызывают реакцию деления в уране 238, увеличивая выход энергии в десятки раз.

Литература

[1] Ромаданов И.В., Рыжков С.В., Мозговой А.Г. *Способ формирования компактного плазмоида*. Патент РФ № RU 2523427, МГТУ им. Н.Э. Баумана 2014.

[2] Мозговой А.Г. FRC collider. URL: https://efre2022.hcei.tsc.ru/publication/proceedings.html (дата обращения 15.09.2023).

[3] Ловцов А.С. *Открытый научный семинар Росатома — управляемый термоядерный синтез и плазменные технологии*. URL: https://fusion.rosatom.ru/docs/30-03/2_30.03.pdf (дата обращения 30.03.2022).

[4] Житлухин А.М. *Открытый научный семинар Росатома — управляемый термоядерный синтез и плазменные технологии*. URL: https://fusion.rosatom.ru/docs/30-06-2023/1_30.06.2023.pdf (дата обращения 30.06.2023).

УДК 629.7

Прорывное движение без пропеллента: физическая модель двигателя на основе V-резонатора

Овчар Александр Владимирович alex.ovchar.7@yandex.ru

ООО «Диконт»

Рассмотрены новые результаты моделирования космического двигателя без пропеллента на основе V-резонаторов (сверхвысокочастотного резонатора V-образной формы). В компьютерных симуляциях на основе классической электродинамике, при разных методах ввода СВЧ мощности (щелевой, петлевой, дипольный) наблюдается устойчивый эффект тяги двигателя. Моделирование тяги производится на тестовой модели (заведомо нулевой тяги) и на рабочей. Рабочая модель использует два режима — заведомо нулевой тяги и режим создания тяги, переключение режима происходит путем изменения частотно-фазовых характеристик. Для объяснения результатов моделирования предложена физическая модель на основе Общей Теории Относительности.

Ключевые слова: *СВЧ-резонатор, космический двигатель, сила радиационного давления, прорывное движение*

В работе [1] мы исследовали двигатель на основе V-резонатора, что отличается тем, что позволяет эффективно управлять распределением сил радиационного давления в полости резонатора. Двигатель явно создает тягу за счет асимметричного распределения сил радиационного давления, что принципиально отличается от модели в [2]. Здесь мы обсуждаем простую физику Общей теории относительности для объяснения тяги V-резонатора.

«Пространство-время сообщает материи, как двигаться, материя сообщает пространству-времени, как изгибаться», — Джон Уилер. Любое движение в ОТО — это движение материи по геодезическим линиям. Мы вводим понятие естественная геодезическая линия (создается массивной материей) на основе гравитационных сил. Отмечаем, что Кулоновские силы на 30 порядков сильнее гравитационных сил и предлагаем идею, что любой волновод является примером искусственной геодезической линии. Где Кулоновские силы (межатомные) указали материи (стенкам волновода) как искривиться, а искривленные стенки волновода (V-резонатора) указали пульсам электромагнитных волн — как двигаться — по искусственной геодезической линии.

Согласно ОТО, движение тел по геодезическим линиям происходит без расхода энергии. Например, лифт Эйнштейна падает ускоренно к центру Земли, а пассажир лифта находится невесомости, в состояние покоя, без расхода энергии. При этом нет сил давления со стороны пассажира на стенки лифта.

Также известен бумеранг [3–5], капитан в лодке может отбросить бумеранг, сообщая лодке импульс. Затем бумеранг возвращается. Ракета с «космическим бумерангом» может иметь на борту большой запас энергии и ма-

лый запас реактивной массы. Это пример идеальной ракеты с рекуперацией энергии или реактивной массы.

Возможен дизайн фотонной ракеты, что создает за кормой облако микроскопических черных дыр. Облако искривляет лучи света и все излученные из ракеты фотоны, как «бумеранги», возвращаются обратно, передавая фотонной ракете дополнительный импульс, многократно.

В симуляции V-резонатора мы создаем пульсы с заданными характеристиками, что движутся по искусственной геодезической линии, проходя через кривую часть V-резонатора как встречные бегущие волны.

Пульсы, как пассажир в лифте Эйнштейна — не могут создать силы радиационного давления на правый торец V-резонатора — за счет надлежащего тюнинга частоты/фазы пульсов и интерференции в кривой части V-резонатора (на левом торце).

Предлагается дизайн фотонной ракеты со встроенной искусственной геодезической линией, с глубокой (до 10 порядков) степенью рекуперации энергии, с тягой до уровня 6000 Н/кВт, где масса-нетто двигателя на основе V-резонатора исчисляется в считанных килограммах.

Литература

[1] Овчар А.В. Прорывное движение без пропеллента: аномальная тяга двигателя на основе V-резонатора. *Решетневские чтения. Матер. XXVI Междунар. науч. конф.: сб. тр.: в 2 ч.* Красноярск, Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, 2022, ч. 1, с. 125–126.

[2] Egan G. *Resonant Modes of a Conical Cavity*. URL: http://www.gregegan.net/SCIENCE/Cavity/Cavity.html (дата обращения 30.11.2022).

[3] Walker G.T. II. On boomerangs. Philosophical Transactions of the Royal Society of London. Series A, Containing Papers of a Mathematical or Physical Character, 1897, no. 190, pp. 23–41.

[4] Kuleshov A.S. A mathematical model of the boomerang. *Procedia Engineering*, 2010, vol. 2, no. 2, pp. 3335–3341. https://doi.org/10.1016/j.proeng.2010.04.154

[5] Sajjad R. et al. Observation of the quantum boomerang effect. *Physical Review X*, 2022, vol. 12, no. 1, art. 011035. https://doi.org/10.1103/PhysRevX.12.011035

УДК 621.33

Облик системы электропитания малого космического аппарата

Савилкин Сергей Борисович savilkin@mail.ru
Савилкин Сергей Сергеевич kt-mati@yandex.ru
Мацыкин Сергей Васильевич msev2000@mail.ru
Осипов Владислав Вадимович kt-mati@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Проведен расчет характеристик аккумуляторной батареи (АБ) малого космического аппарата (МКА), исходя из соблюдений условий энергобаланса между поступлением энергии от солнечной батареи и потреблением всех систем МКА. Подобный расчет позволяет получить требуемые характеристики АБ по энергоемкости (Вт · ч) и по емкости (А · ч). Однако при расчетах необходимо учитывать не менее важную характеристику АБ как удельная мощность выраженная в Вт·кг. Работа посвящена методики расчета гибридной (комбинированной) системы электропитания (СЭП) МКА с учетом вышеизложенного факта.

Ключевые слова: *комбинированная система электропитания, аккумуляторная батарея, батарея суперконденсаторов*

Если предположить срок активного существования МКА 5–7 лет и период орбиты 90 мин [1–4], АБ должна обеспечить 30 000–50 000 циклов заряд-разряд. Для АБ, применяемых в настоящее время в МКА «комфортный» разрядный ток составляет 0,2 С. Максимальный разрядный ток 1 С. При этом производители говорят о сроке службы 1000 циклов. Необходимо поднять пиковый ток при работе полезной (импульсной) нагрузки МКА до 3,5 С. Поэтому для выполнения условий по срокам службы АБ предлагается несколько вариантов решения проблемы:

1. Изменение методики расчета характеристик АБ при условии соответствия ее удельной мощности, заявленной производителем при сохранении выбранной литий-ионной системы.

2. Изменение электрохимической системы АБ на другую, которая допускает разряд большими токами.

3. Использование комбинированной СЭП, включающей в себя АБ и батарею суперконденсаторов (БСК).

4. Наиболее перспективным является третий вариант решения проблемы с использованием комбинированной СЭП.

В случае использования комбинированной СЭП последняя должна функционировать таким образом, чтобы все бортовые потребители за исключением импульсной нагрузки питались от АБ, а импульсная нагрузка питалось от АБ и БСК в некоторой пропорции.

При проектировании комбинированной СЭП имеет место дилемма. С одной стороны, есть стремление к перераспределению отдаваемой энергии в сторону повышения нагрузки на АБ, вплоть до задействования всего ресур-

са по максимально допустимому току. В пользу подобного варианта играют соображения минимизации суммарной массы АБ И БСК. С другой стороны, есть смысл напротив максимально перераспределить потребления в сторону повышения нагрузки на БСК с целью облегчения режима разряда АБ для увеличения срока ее службы. По этим причинам вопрос оптимизации соотношении потребления АБ и БСК требует дополнительных исследований.

Рассмотрим первый случай, при котором импульсная нагрузка питается только от БСК без участия АБ, что является максимально щадящем режимом для АБ. В качестве исходных данных для расчета были использованы типовые характеристики СЭП для МКА типа CubeSat. Расчеты показывают, что энергоемкость БСК составят 760Ф при условии отдачи 75 % своей энергии и наличии повышающего бустера. Типовое напряжение одного СК составляет 3В. БСК должен состоять из 9 последовательно соединенных СК емкостью 6840Ф. Исходя их характеристик серийно выпускаемых СК масса БСК составит порядка 10 кг. Энергоемкость АБ сократится до 465 Вт·ч и при удельной энергоемкости 50 Вт·ч/кг, масса АБ составит 9,3 кг. Работать АБ будет при максимальном разрядном токе 0,7 С.

Вторым случаем комбинированной СЭП является питание импульсной нагрузки как от БСК так и от АБ. Оно осуществляется таким образом, чтобы максимальный разрядный ток АБ не превышал 3 С. Расчеты показываю, что при этом масса БСК составит 2,7 кг, масса АБ 13 кг.

Масса комбинированной СЭП составит от 15,7 до 20 кг в зависимости от разрядного тока АБ от 3 до 0,7 С.

Литература

[1] Тарасов В.С., Лизунов А.А., Иванов В.Ф., Зайцев О.Б. Модернизация системы электропитания малого космического аппарата. *XXXVIII Академические чтения по космонавтике. Матер. конф.: сб. тез.* Москва, Комиссия РАН, 2014, с. 626–627.

[2] Савилкин С.Б., Мацыкин С.В., Осипов В.В., Савилкина О.А. Байпасное устройство системы генерирования электроэнергии для малых космических аппаратов. *Космические системы. Междунар. конф.: тез. докл.* Москва, Перо, 2021, с. 51–53.

[3] Осипов А.В., Шиняков Ю.А., Отто А.И. и др. Системы электропитания космических аппаратов на основе регулируемых инверторов тока. *Известия Томского политехнического университета*, 2014, т. 324, № 4, с. 102–109.

[4] Чеботарев В.Е., Косенко В.Е. *Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения*. Красноярск, Сиб. гос. аэрокосмич. ун-т, 2011.

УДК 621.4

Автономный источник питания на базе свободнопоршневого двигателя Стирлинга для космического применения

Халифе Хассан[1, 2] hassan.khalife.rudn@gmail.com
Смирнов Сергей Владимирович[2] Smirnof61@mail.ru
Борисов Юрий Александрови[3, 4] boricovyu@gmail.com

[1] *РУДН*

[2] *ООО «НАУКА-АТ»*

[3] *МГТУ им. Н.Э. Баумана*

[4] *ОИВТ РАН*

Растущий интерес к исследованию дальнего космоса и колонизации планет требует обратить особое внимание на разработки надежных энергетических систем. Свободнопоршневой двигатель Стирлинга (СПДС) становится эффективной технологией для применения в космосе, так как позволяет обеспечить длительный срок службы без технического обслуживания, гибкость в выборе источника тепла и компактность конструкции. В данной работе представлено описание особенностей конструкции и принципа работы СПДС. Рассмотрены различные системы теплоподвода и теплоотвода СПДС. В заключение представлены основные направления исследований по разработке эффективных и надежных автономных источников питания на базе СПДС для космического применения.

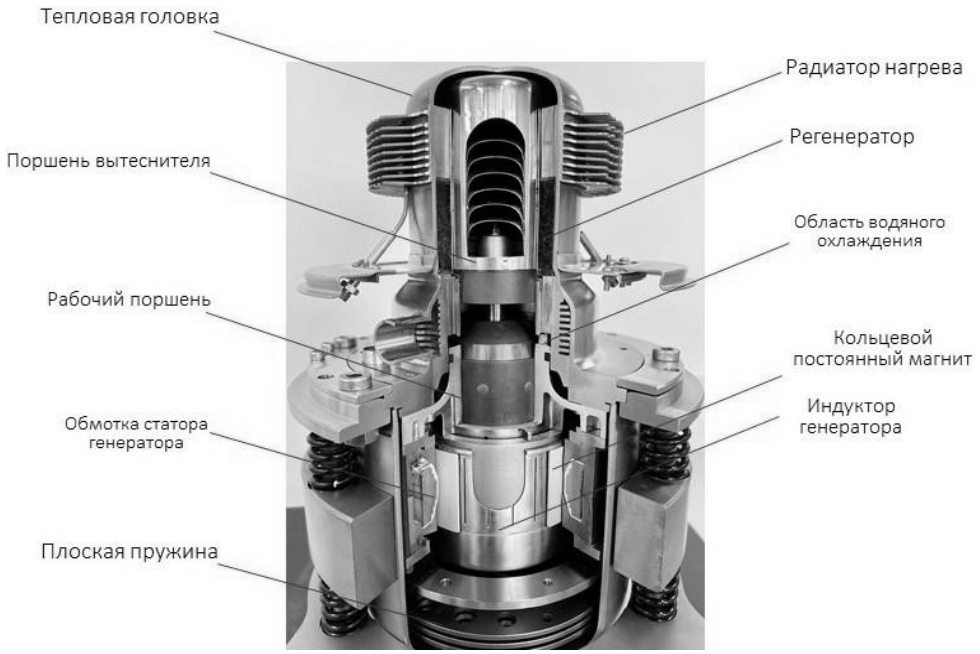
Ключевые слова: *свободнопоршневой двигатель стирлинга, космические энергетические системы, ядерный реактор, компактные теплообменники*

Наступает новый этап освоения космоса. Государственные и частные компании разрабатывают программы на создание баз на Луне, направления миссий на Марс и в долгосрочной перспективе межзвездные путешествия. Для осуществления этих планов необходима разработка надежных космических энергетических систем. Космические миссии требуют непрерывного и устойчивого энергоснабжения для работы критически важных систем, жизнеобеспечения и проведения научных экспериментов. Успех этих миссий зависит от способности эффективно использовать энергию в условиях космоса.

В космосе для обеспечения энергетических потребностей космических кораблей и других космических объектов жизнедеятельности человека используются различные системы электроснабжения [1]. Одной из инновационных технологий производства электроэнергии, к которой в последнее время возрастает интерес, является свободнопоршневой двигатель Стирлинга СПДС. Ряд космических агентств мира активно работают над разработкой космических энергосистем на основе СПДС [2, 3].

СПДС — это двигатель с внешним подводом теплоты, работающий по замкнутому термодинамическому циклу, в которой циклические процессы сжатия и расширения происходят при различных уровнях температур,

а управление потоком рабочего тела (Гелий) осуществляется путем изменения его объема. СПДС имеет несколько примечательных особенностей, которые делают его привлекательным вариантом для космических применений. Во-первых, он обеспечивает высокий механический и электрический КПД и обеспечивает прямую выходную электрическую мощность переменного тока за счет использования встроенного линейного генератора переменного тока с постоянными магнитами. Во-вторых, применение газовых подшипников и отсутствие системы смазки обеспечивает длительный срок службы без технического обслуживания. Также, СПДС может работать с широким спектром источников тепла, включая солнечные, ядерные и радиоизотопные источники тепла, что позволяет адаптировать его к различным требованиям миссии и имеющимся ресурсам. Кроме того, компактная конструкция и высокая удельная мощность по сравнению с другими системами, используемыми в космосе, такими как термоэлектрический генератор.



СПДС в разрезе

Источником тепла может быть микроядерный реактор или радиоизотопное топливо. Для нагрева двигателя также можно использовать солнечный концентратор, однако использование солнечной энергии делает систему зависимой от наличия солнца, которого может не быть в затененных частях планет или в глубоком космосе. Тепло от ядерных источников считается бо-

лее жизнеспособным вариантом в космосе, поскольку оно может обеспечить длительную работу без зависимости от наличия Солнца. Тепло от ядерных источников может передаваться двигателю через тепловые трубы или системы с замкнутой циркуляцией жидкости/газа. Разработка безопасных и эффективных ядерных систем для СПДС считается одной из актуальных задач, стоящих перед различными компаниями по всему миру.

С другой стороны, системы отвода тепла, имеют решающее значение для эффективной работы СПДС. Отсутствие атмосферы в космосе означает, что процесс отвода тепла возможен путем излучения в окружающую среду. В основном рассматриваются две принципиальные схемы. В первом рассматривается контур жидкости через радиатор, для которого в работе [4] были проведены расчетные исследования. Вторая схема рассматривает жидкостный контур с тепловыми трубами, где тепло отводится радиаторами через конденсаторную сторону тепловых трубок.

СПДС продемонстрировали большой потенциал в качестве надежных и эффективных систем выработки электроэнергии. Для дальнейшего повышения КПД и выходной мощности СПДС, основные направления совершенствования сосредоточены на оптимизации работы теплообменников и внедрению передовых методов управления.

Активно исследуются новые конструкции теплообменников с увеличенной площадью поверхности и оптимизированной течения рабочего тела. Авторами изобретения [5] предложен инновационный подход к улучшению теплоотвода от СПДС путем реорганизации течения рабочего тела внутри охладителя. В предложенной конструкции предусмотрено раздельное течение потоков рабочего тела в двух направлениях между объемами с высокой и низкой температурой в охладителе: направляющегося в объем СПДС с минимальной температурой и движущегося из данного объема в обратном направлении. Такое разделение потоков позволяет поддерживать более высокую температуру стенок охладителя и, следовательно, повышает эффективность охлаждения [6]. Полученные расчетные и экспериментальные результаты по реализации предложенного метода показали увеличение количества отведенной теплоты до 10 %, что может быть использовано для повышения КПД и выходной мощности СПДС.

Литература

[1] Коротеев А.С., Семенкин А.В., Захаренков Л.Э. и др. Ядерная энергодвигательная установка для космического аппарата научного и социально-экономического назначения. Патент РФ № RU 2802305C1, 2023.

[2] *China tests heat-to-electrical power converter on Tiangong space station.* URL: https://www.space.com/china-stirling-converters-tiangong-space-station (accessed 07.10.2023).

[3] *NASA Selects Zeno to Lead Team to Develop Radioisotope Power System for Lunar Applications.* URL: https://spaceref.com/newspace-and-tech/nasa-selects-zeno-to-

lead-team-to-develop-radioisotope-power-system-for-lunar-applications/ (accessed 07.10.2023).

[4] Smirnov S.V., Sinkevich M.V., Khalife H. et al. A calculation method of a heat rejection system in a lunar power plant consisting of a free-piston Stirling engine (FPSE). *Acta Astronaut*, 2021, vol. 180, pp. 46–57. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.12.008

[5] Антипов Ю.А., Смирнов С.В., Шкарин К.В. и др. *Охладитель свободнопоршневого двигателя Стирлинга с линейным генератором.* Патент РФ № RU 2754571C1, 2021.

[6] Смирнов С.В., Меркулов В.И., Халифе Хассан и др. Экспериментальное исследование охладителя с новой концепцией движения потока для свободнопоршневых двигателей Стирлинга СПДС. *Перспективы развития двигателестроения: сб. матер. конф.* Самара, Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва, 2023, т. 2, с. 312–313.

УДК 621.56/.59

Тенденции развития капельных холодильников-излучателей

Сафронов Андрей Александрович a.a.safr@yandex.ru

АО ГНЦ «Центр Келдыша»

В докладе обсуждаются тенденции развития систем отвода тепла от космических энергетических установок мегаваттного уровня мощности — капельных холодильников-излучателей (КХИ) в различных странах мира. Описано произошедшее разделение направлений развитий технологии КХИ на низкопотенциальные и высокотемпературные капельные холодильники-излучатели. Обсуждаются перспективы различных путей развития технологии КХИ.

Ключевые слова: *космическая энергетика, капельный холодильник-излучатель*

Решение ряда актуальных для современной космонавтики задач, связанных с созданием многоразовых систем транспортировки космических аппаратов на высокие орбиты, удаления космического мусора, дистанционного зондирования Земли и т. д., невозможно без использования мощных космических энергетических установок. При создании таких систем возникает проблема отвода низкопотенциального тепла от космических аппаратов. Обычно она решается с использованием панельных холодильников-излучателей. Однако при повышении мощности, быстро растет площадь поверхности, а с ней — и микрометеоритная уязвимость таких систем. Бронирование панельных излучателей неприемлемо повышает их массу. Выходом представляется использование капельного холодильника-излучателя (КХИ), идея которого заключается в радиационном остывании специальным образом сформированного дисперсного потока жидкого теплоносителя [1]. Сбор остывших частиц осуществляется уловителем капель. Из уловителя собранное рабочее тело подается на насос подхвата, прокачивающий жидкость по гидросистеме КХИ.

В начале 1980-х в СССР и США стартовали активные работы, направленные на создание капельного холодильника-излучателя. Был проведен ряд теоретических и экспериментальных исследований, в которых изучались закономерности: формирования капельного потока, его распространения с учетом воздействия факторов космического пространства, радиационного остывания капель, сбора остывшего капельного потока и т. д. [2–5]. На начало 1990-х годов были запланированы космические эксперименты, направленные на верификацию теоретических моделей и экспериментальных результатов, полученных в ходе наземных экспериментов. Одно российские космические эксперименты с моделями КХИ были выполнены лишь в 2000 («Пелена-2») и 2014 («Капля-2») годах. США по финансовым соображениям [6] отказались от проведения космического эксперимента.

В зарубежной литературе вновь широко обсуждаться тема использования капельных холодильников излучателей в космических аппаратах начала во второй половине 2010-х годов. За последние пять лет исследователями, представляющими разные страны мира (США, Япония, Китай) опубликованы десятки работ по тематике КХИ. Их особенностью является полемичность в отношении более ранних исследований. Пересмотрены многие исходные положения работ 1980-х годов; с учетом этого переработаны многие технические решения. Причиной пересмотра стали качественно выросшие за последние тридцать лет возможности техники проведения эксперимента, позволившие более детально исследовать фундаментальные закономерности капиллярной гидродинамики, а также закономерностей распространения капельных потоков в условиях микрогравитации и глубокого вакуума. В частности, американские исследователи экспериментально продемонстрировали развитие неустойчивости монодисперсного потока капель в условиях сверхглубокого вакуума, связанной с явлениями испарения и дегазации жидкости [7], опровергающие ряд положений работы [5], на которых основывались многие работы предыдущего периода.

Кроме того, благодаря развитию цифровых скоростных видеокамер, за последние десятилетия достигнут значительный прогресс в изучении явлений капиллярной гидродинамики. В частности, выявлены фундаментальные закономерности взаимодействия капельных струй с поверхностью уловителя капель [8]. А также обнаружены новые режимы капиллярного распада жидких струй, позволяющие генерировать капельные потоки с экстремально низкой скоростью. В 2019 году японские исследователи продемонстрировали работоспособность данного метода формирования капельного потока в космическом эксперименте [9]. Кроме того, китайские и европейские исследователи добились значительного прогресса в развитии технологии 3D-печати потоками жидкометалических капель в условиях микрогравитации и вакуума [10]; опубликован ряд работ, в которых данные результаты используются в тематике КХИ.

В докладе обсуждаются тенденции развития КХИ в различных странах. Описано произошедшее разделение направлений развитий технологии КХИ на низкопотенциальные и высокотемпературные капельные холодильники-излучатели. Обсуждаются перспективы различных путей развития технологии КХИ.

Литература

[1] Демянко Ю.Г., Конюхов Г.В., Коротеев А.С., Кузьмин Е.П., Павельев А.А. *Ядерные ракетные двигатели*. Москва, Норма-Информ, 2001.

[2] Taussig R.T., Mattick A.T. Droplet Radiator Systems for Spacecraft Thermal Control. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 1986, vol. 23, no. 1, pp. 10–17. https://doi.org/10.2514/3.25077

[3] Jose R., Jan A.R., Gerard G., Alain V. The Liquid Droplet Radiator — European Perspective. 24th International Conference on Environmental Systems and 5th European Symposium on Space Environmental Control Systems Friedrichshafen, Germany, 1994. https://doi.org/10.4271/941467

[4] Siegel R. Transient radiative cooling of a droplet-filled layer. *Journal Heat Transf*., 1987, vol. 109 (1), pp. 159–164. https://doi.org/10.1115/1.3248037

[5] Muntz E., Dixon M. *Dynamics of Liquid Droplets in the Space Environment*. Air Force Rocket Propulsion Laboratory. AFRPL-TR-84-045, Report no. AD-A145070. 1984

[6] Su Ting, Yang Jicai, By Ke Guo. *Space nuclear power*. Shanghai Jiaotong University Press, 2016, 443 p.

[7] Guildenbecher D.R., Barnard J.J., Grasser T.W. Evaporation and propagation of liquid drop streams at vacuum pressures: experiments and modeling. *Physical Review E*, 2021, 103, art. 043105. https://doi.org/10.1103/PhysRevE.103.043105

[8] Yarin A.L., Weissz D.A. Impact of drops on solid surfaces: self-similar capillary waves, and splashing as a new type of kinematic discontinuity. *J. Fluid Mech*., 1995, vol. 283, pp. 141–173. https://doi.org/10.1017/S0022112095002266

[9] Umemura A., Osaka J., Shinjo J. et al. Coherent Capillary Wave Structure Revealed by ISS Experiments for Spontaneous Nozzle Jet Disintegration. *Microgravity Sci. Technol*., 2020, vol. 32, pp. 369–397. https://doi.org/10.1007/s12217-019-09756-0

[10] Lehua Q., Luo H., Shen H. *Metal micro-droplet based 3D printing technology*. National Defense Industry Press, 2023, 322 p.

УДК 621.039.7:629.7.036.064

О влиянии удельного тепловыделения смеси радионуклидов на относительную массу, транспортируемого в режиме «самодоставка», отработанного ядерного топлива при космическом захоронении

Онуфриев Александр Валерьевич onufriev@bmstu.ru
Онуфриев Валерий Валентинович onufryev@bmstu.ru
Перевезенцев Владимир Васильевич perevezentsev@bmstu.ru
Дмитриев Сергей Николаевич dmitrievsn@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены вопросы транспортировки радиоактивных отходов, представляющих смесь изотопов отработанного ядерного топлива (ОЯТ), выполнены оценки массоэнергетических затрат на транспортировку ОЯТ с помощью электроракетных двигателей (ЭРД). Рассмотрен вариант, в котором транспортируемая смесь изотопов ОЯТ является одновременно полезной нагрузкой и источником энергии — «самодоставка». Получены соотношения для расчета относительной массы транспортируемого ОЯТ при различных параметрах.

Ключевые слова: *отработанное ядерное топливо, тепловыделение, энергодвигательная установка, электроракетный двигатель, термоэлектрический преобразователь, холодильник-излучатель, удельный импульс, характеристическая скорость*

За все время работы ядерных реакторов было произведено 370 тысяч тон отработавшего ядерного топлива [1]. Большую часть из этой массы отходов можно использовать повторно, однако до сих пор отсутствует простое решение проблемы изоляции или переработки особо опасных РАО. Актиниды ^{241}Am, ^{244}Cm, ^{237}Np, ^{94}Tc и другие долгоживущие продукты деления, ^{129}J способны проникать через среды захоронения, активно воздействовать на человека через воду и пищу, имеют большой период полураспада и значительное удельное тепловыделение [2]. По оценкам [3] общая масса таких РАО в мире не превышает 200 тонн, а их ежегодный прирост составляет до 20 тонн. При таких масштабах становится вопрос о возможности эффективного космического захоронения данных отходов.

Радиоактивные отходы, образующиеся на атомной электростанции (АЭС) в период ее эксплуатации, относятся в основном к низкоактивным РАО и содержат радионуклиды с периодом полураспада менее 30 лет. Высокоактивные радионуклиды АЭС составляют менее 1 % от всех РАО [4]. Представляют интерес (с точки зрения космического захоронения) радионуклиды, период полураспада которых превышает 1 год (за исключением ^{242}Cm, который непрерывно генерируется в результате распада долгоживущего ^{242}Am).

Изотопы америция ^{241}Am, ^{242}Am и изотопы кюрия ^{242}Cm, ^{244}Cm и ^{245}Cm нарабатываются из изотопа урана ^{238}U. К долгоживущим изотопам америция,

нарабатываемым в значимых количествах в реакторах на тепловых нейтронах, относятся изотопы ^{241}Am и ^{243}Am. Изотоп ^{242}Am нарабатывается в существенно меньших количествах, однако его содержание в америции, выделяемом из ОЯТ, может оказывать значительное влияние на характеристики нейтронного излучения материала. В ОЯТ ^{241}Am является доминирующим изотопом и является основным вкладчиком гамма-активности и радиотоксичности ОЯТ.

Ранее авторами данной работы в [5] получена формула для расчета удельного тепловой мощности РАО как некого теплового эквивалента (без учета изотопного состава и периода полураспада) — q_m, необходимой для выполнения операции космического захоронения, зная характеристическую скорость $\Delta V_{КА}$, удельный импульс ЭРД — $J_{уд}$, время ее работы — $t_р$ и КПД ТЭГ [6] — $\eta_{ТЭГ}$, удельные массы ТЭГ, ЭРД и ХИ [7] — $\gamma_{ТЭГ}$, $\gamma_{ЭРД}$, $\gamma_{ХИ}$. Рассмотренный подход не может быть применен к смеси изотопов (например, из ОЯТ), так как необходимо учитывать долевой массовый состав транспортируемых изотопов, скорость «выгорания» изотопов, которая меняет долевой состав ОЯТ и величину тепловой мощности, период полураспада каждого изотопа, его удельное тепловыделение. В данной работе авторы получили зависимости необходимого удельного тепловыделения для совершения транспортной операции в режиме «самодоставка» — q_m. Расчеты показали, что величина потребного тепловыделения РАО составляет 0,1…0,3 Вт/г (100…300 Вт/кг). В основном они относятся к «короткоживущим», но для времени перелета 1–3 года весьма перспективны в качестве источника тепловой энергии.

Выполнение транспортной операции осуществляется с ЭРД с постоянными характеристиками, то есть, его электрическая мощность и мощность струи должны быть постоянны. Минимальные значения тепловой мощности смеси ОЯТ и мощности струи ЭРД достигаются в конце транспортной операции при $t = t_p$. Максимальное значение тепловой мощности ОЯТ реализуется при $t = 0$. Избыточная тепловая мощность отводится в окружающее пространство посредством регулируемой поверхности ХИ. Расчет массы ХИ определяется по начальной тепловой мощности смеси радионуклидов ОЯТ.

Расчеты показали, что относительная масса транспортируемых радионуклидов ОЯТ в режиме «самодоставка» составляет 0,15–0,26. Решение проблемы увеличения относительной полезной массы — массы ОЯТ в режиме «самодоставка» может быть найдено через модульное построение ХИ, при котором масса и размеры ХИ уменьшаются в процессе перелета в соответствии с изменением тепловой мощности. Следует отметить, что при этом может быть увеличена характеристическая скорость перелета вследствие растущего ускорения КА (это означает увеличение радиуса конечной орбиты захоронения ОЯТ).

Выделяемая тепловая мощность ОЯТ слабо снижается при $t_p = 1…3$ года.

Отметим, что удельные массы агрегатов предлагаемой энергоустановки, основанной на радиоактивном распаде транспортируемой смеси радионукли-

дов ОЯТ (α и β «короткоживущие» изотопы) и прямом преобразовании энергии в электрическую на основе термоэлектрического генератора, позволяют осуществить транспортировку в режиме «самодоставка» на орбиты захоронения при величине характеристической скорости до 10 км/с. Это орбиты с удалением от Земли порядка орбиты Марса и более. Расчеты показали, что удельные массы агрегатов такой энергоустановки значительно влияют на относительную массу транспортируемой смеси ОЯТ.

Литература

[1] Status and Trends in Spent Fuel and Radioactive Waste Management. *IAEA Nuclear Energy Series*, 2018, no. 2018, № NW-T-1.14 (Rev. 1), 74 p.

[2] Займовский А.С., Калашников В.В., Головин И.С. *Тепловыделяющие элементы ядерных реакторов*. Москва, Атомиздат, 1966.

[3] Тевлин А.С. Атомные электрические станции с реакторами ВВЭР-1000. Москва, МЭИ, 2008.

[4] *Отработавшее ядерное топливо тепловых реакторов*. URL: http://nuclphys.sinp.msu.ru/ne/ne3.htm#: (дата обращения 10.12.2022).

[5] Онуфриев А.В., Дмитриев С.Н., Онуфриев В.В. Об особенностях транспортировки радиоактивных отходов на орбиты захоронения с помощью электроракетных двигательных установок. *Известия академии наук. Энергетика*, 2011, № 3, с. 129–138.

[6] Регель А.Р., ред. *Термоэлектрические генераторы*. Москва, Атомиздат, 1976.

[7] Гришин С.Д., Лесков Л.В. *Электрические ракетные двигатели для космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1983.

УДК 629.78.064.52:621.314.671

К вопросу о вентильных свойствах газоразрядного диода и расчета напряжения обратного дугового пробоя диода по уточненной аналитической зависимости

Онуфриева Евгения Валерьевна onufrieva.ev@bmstu.ru
Онуфриев Валерий Валентинович onufryev@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Основной проблемой разработки управляемых и неуправляемых газоразрядных вентилей является определение их рабочего напряжения (или напряжения обратного дугового пробоя в запертом состоянии), которое в совокупности с плотностью тока в проводящем состоянии характеризует плотность электрической мощности вентиля и является его основным параметром. В рамках данной работы авторами на основе исследования запертого состояния численным и аналитическим методом получены новые зависимости для расчета напряжения обратного дугового пробоя и определены его предельные величины.

Ключевые слова: *высоковольтный плазменный термоэмиссионный диод, напряжение обратного дугового пробоя, область возбужденных атомов, тепловой поток, межэлектродный зазор*

Разработка вентилей для электротехнических установок и систем передачи электрической энергии требуют разработки новых моделей и методик расчета их проводящего и непроводящего состояния. На сегодняшний день информация о пробойном напряжении в основном экспериментальная [1–4], при этом привязана к конкретным условиям работы вентиля. В [5, 6] впервые получена аналитическая зависимость для расчета напряжения обратного дугового пробоя в газоразрядном вентиле с неэмиттирующим электродом, которая хорошо согласуется с экспериментальными результатами [7].

Выполненное численное расчетное исследование режима обратного тока в МЭЗ ВПТД [8] также показало, что устойчивость плотного тлеющего разряда определяется способностью области возбужденных атомов и ионов к отводу энергии джоулевых потерь из слоя (балансом между притоком тепла и отводом — излучением и теплопроводностью ионного слоя) [5, 6].

Исследование рабочего процесса высоковольтного термоэмиссионного диода в режиме обратного тока численно [8] позволило подтвердить ранее полученный в [5, 6] новый результат:

– формирование области возбужденных атомов в приэлектродном слое связано с перезарядкой в сильных полях и термализацией быстрых атомов;

– электрическое поле в слое описывается гиперболой (4-го порядка — аналитическое решение);

– накопление внутренней энергии в атомной компоненте и ее отвод (теплопроводностью, излучением, конвекцией) обеспечивают существование аномального тлеющего разряда при повышенных температурах пара;

– значение обратного приложенного напряжения $U_{обр}$, которое выдерживает ионный слой, и остается тлеющая форма разряда, определяется только теплофизическими свойствами пара — теплопроводностью $\chi_a(T_a)$, давлением (концентрацией n_a) атомов пара рабочего вещества (цезия) и практически не зависит от длины МЭЗ.

В [8] авторами на основе предложенной новой модели энергообмена и токопереноса в ионном слое тлеющего разряда (режим обратного тока ВПТД) была получена новая аналитическая зависимость для расчета напряжения зажигания обратного самостоятельного дугового разряда — обратного дугового пробоя, показывающего предельную вентильную способность диода, определяемую «реактивной» теплопроводностью пара, его критической температурой в области возбужденных атомов в момент обратного дугового пробоя и температурой пара в катодном слое. Неизвестными величинами являются «реактивная» теплопроводность и критическая температура атомов пара в момент пробоя. В работе авторами использована связь «реактивной» теплопроводности пара, связанная с ионизацией и диссоциацией атомов, с критической температурой (момент пробоя) [9] с учетом столкновительного интеграла [10]. В результате получена аппроксимационная зависимость реактивной теплопроводности от критической температуры $\chi_{a.r}(T_{a\,кр})$.

Расчет величины критической температуры атомов выполнен из условия баланса теплового потока в области возбужденных атомов ионного слоя. Исходя из результатов экспериментальных исследований режима обратного тока в МЭЗ ВПТД [5–8], величина теплового потока в предпробойном состоянии, связанная с джоулевыми потерями разряда и выносимого из слоя возбужденными атомами, составляет 1–2 Вт/см^2.

Расчеты, выполненные с учетом баланса энергии возбужденных атомов показали, что величина их температуры в ионном (катодном) слое МЭЗ диода в режиме обратного тока составляет 4500–7100 К при концентрации атомов 10^{20}м$^{-3}$ (давление пара в МЭЗ составляет 0,83 Па или $6{,}24\cdot10^{-3}$ Торр) и 10000…15000 К при концентрации атомов 10^{21} м$^{-3}$ (давление в МЭЗ составляет 8,28 Па или $6{,}24\cdot10^{-2}$ Торр).

В результате было получено новое выражение для аналитического расчета напряжения зажигания обратного дугового разряда (обратный дуговой пробой) в газоразрядном диоде с неэмиттирующим отрицательным электродом (в момент пробоя), в котором основными параметрами являются концентрация атомов пара и величина удельного теплового потока в катодном слое в момент возникновения пробоя.

Результаты расчета обратного пробойного напряжения высоковольтного термоэмиссионного диода в режиме обратного тока по новой полученной авторами формуле дают хорошее совпадение с теоретической моделью и расчетом по полуэмпирической методике [5].

Литература

[1] Грановский В.Л. Электрический ток в газе. Ч. II. Установившийся ток. Москва, Наука, 1971.

[2] Райзер Ю.П. *Физика газового разряда*. Москва, Наука, 1992.

[3] Каганов И.Л. *Ионные приборы*. Москва, Энергия, 1972.

[4] Messrle H.K., Ho N.L., Heffernan L.P. Electrical Break-Down of Electrode Boundary Layers. *12th National Symposium Eng. Aspects MHD*. Argonne, Illinois, 1972, pp. III.5.1.–III.5.6.

[5] Onufryev V.V. The Results of Investigations of High Temperature High Voltage Thermion Diode. *5th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit*, 2000, vol. 1, pp. 290–296. https://doi.org/10.1109/IECEC.2000.870699

[6] Sinyavsky V.V., Onufrieva E.V., Onufriev V.V. et al. On Calculation of the Ignition Voltage for a Back-Arc Discharge in a High-Voltage Thermionic Diode. *Thermal Engineering*, 2018, vol. 65, no. 13, pp. 1019–1023.
https://doi.org/10.1134/S0040601518130098

[7] Onufriev V.V., Grishin S.D. Experimental Investigation of Electric Strength to Inverse Arc Breakdown of a Thermionic Diode with Cesium Filling. *High Temperature*, 1996, vol. 34, no. 3, pp. 477–480.

[8] Онуфриева Е.В., Онуфриев В.В. К вопросу о расчете напряжения обратного дугового пробоя высоковольтного термоэмиссионного диода и его предельной удельной электрической мощности. *Известия Российской академии наук. Энергетика*, 2023, № 2, с. 46–57. https://doi.org/10.31857/S0002331023020048

[9] Davies R.H., Mason E.A., Munn R.J. High-Temperature Transport Properties of Alkali Metal Vapors. *The Physics of Fluids*, 1965, vol. 5, № 3, pp. 444–452.
https://doi.org/10.1063/1.1761244

[10] Massey H.S.W. *Electronic end ionic impact phenomena*. Great Britain, Oxford, 1969.

УДК 629.7.064:621.565.83

Физико-математическая модель динамики переходных процессов радиационного теплообменника на основе газорегулируемых тепловых труб

Акатьев Илья Дмитриевич[1, 2] akatevid@student.bmstu.ru
Айзатуллен Павел Рашидович[2] ayzatullenpr@sialuch.ru
Яшин Максим Сергеевич[2] yashinms@sialuch.ru
Онуфриев Валерий Валентинович[1] onufryev@bmstu.ru

[1] *МГТУ им. Н.Э. Баумана*

[2] *АО «НИИ НПО «ЛУЧ»*

Представлена физико-математическая модель динамики переходных процессов радиационного теплообменника на основе газорегулируемых тепловых труб. Рассмотрены два переходных процесса — запуск теплообменника и переход на режим с увеличенной отводимой мощностью. Проведено сравнение времени выхода на рабочий режим радиационных теплообменников с газорегулируемыми и с нерегулируемыми тепловыми трубами и получены соответствующие зависимости.

Ключевые слова: *радиационный теплообменник, газорегулируемая тепловая труба, физико-математическая модель, динамика переходных процессов*

В настоящее время ведется активная проектная проработка перспективных межорбитальных буксиров или транспортно-энергетических модулей (ТЭМ) для обеспечения доставки космических аппаратов на геостационарную орбиту или экспедиций на Луну и Марс. В качестве источника энергии в ТЭМ используется термоэмиссионный реактор преобразователь (ТРП), неиспользованная тепловая мощность которого отводится с помощью жидкометаллического контура и радиационного теплообменника (РТО) [1].

На сегодняшний день наиболее перспективным является РТО на основе газорегулируемых тепловых труб (ГРТТ). Во-первых, ГРТТ за счет своей переменной проводимости обеспечивают саморегулирование системы отвода тепловой мощности. Во-вторых, использование тепловых труб (ТТ) как таковых обеспечивает наибольшую надежность системы теплоотвода, так как при повреждении ТТ выходит из строя только ТТ, а не РТО в целом [2–4].

Рассматриваемая схема РТО состоит в основном из теплоизолированного протяженного коллектора, ТТ и излучающих ребер. Участки ТТ, соответствующие зонам испарения, размещены в коллекторе в шахматном порядке в одной плоскости. Коллектор является частью контура с жидкометаллическим теплоносителем. По всей длине открытых участков ТТ, соответствующих зонам конденсации, расположены в той же плоскости излучающие ребра.

Физико-математическая модель описывает два переходных процесса РТО на основе ГРТТ и на основе нерегулируемых ТТ — запуск с выходом на за-

данный режим работы по температурам жидкометаллического теплоносителя на входе в коллектор и на выходе из него и переход с заданного режима работы на режим с большей отводимой тепловой мощностью.

В основе физико-математической модели лежит система нестационарных дифференциальных уравнений, описывающих конвективный теплообмен между ТТ и движущимся жидкометаллическим теплоносителем, а также сброс тепловой мощности в окружающее пространство излучением с ребер ТТ [5].

В общем случае такая система уравнений состоит из уравнений движения, энергии и неразрывности, дополненных зависимостями теплофизических свойств теплоносителя и материалов РТО, а также граничными и начальными условиями. Решение такой системы затруднительно даже при использовании численных методов, что подводит к необходимости упрощения поставленной задачи.

Введен ряд допущений для более быстрого и простого получения решения системы дифференциальных уравнений. Решение системы уравнений осуществлялось численными методами с использованием программных пакетов при возмущающем воздействии по температуре жидкометаллического теплоносителя на входе в РТО в виде ступенчатой функции.

Система нестационарных дифференциальных уравнений и граничных условий аппроксимируется разностной схемой, подставляющей собой систему линейных алгебраических уравнений. Решение полученной системы осуществляется методом конечных разностей — методом прогонки.

Результатом расчета являются зависимости двух рассмотренных переходных процессов РТО на основе ГРТТ и на основе нерегулируемых ТТ. Из полученных зависимостей основным выводом является преимущество РТО с ГРТТ над РТО с нерегулируемыми ТТ по скорости выхода на рабочий режим. Использование ГРТТ в РТО обеспечивает более быстрый выход на рабочий режим. Это объясняется тем, что ГРТТ за счет своей переменной проводимости ограничивает сброс тепла в начале переходного процесса, что способствует более скорому достижению значений температур жидкометаллического теплоносителя, соответствующих стационарному режиму работы, на входе в коллектор РТО и на выходе из него.

Результаты расчета по предложенной физико-математической модели переходных процессов РТО могут быть использованы в дальнейших тепловых и гидравлических расчетах теплообменника, что позволит получить удельные и интегральные характеристики системы теплоотвода — суммарная сбрасываемая тепловая мощность, полная и удельная массы.

Литература

[1] Синявский В.В. Проектные исследования термоэмиссионных ядерно-энергетических установок, созданных по литий-ниобиевой технологии, электрической мощностью 5–10 МВт. *Космическая техника и технологии*, 2016, № 4 (15), с. 31–42.

[2] Дан П.Д., Рей Д.А. *Тепловые трубы*. Москва, Энергия, 1979.

[3] Ивановский М.Н., Сорокин В.П. Чулков Б.А., Ягодкин И.В. *Технологические основы тепловых труб*. Москва, Атомиздат, 1980.

[4] Романов А.В. Системы обеспечения тепловых режимов герметичных отсеков и ядерных энергетических установок космических аппаратов. Санкт-Петербург, Профессионал, 2014.

[5] Малоземов В.В. *Тепловой режим космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1980.

УДК 621.383

Оптимизация глубины залегания *p–n*-перехода кремниевого фотоэлектрического преобразователя

Феклистова Александра Аркадьевна[1] feklistova.sashaa@mail.ru
Рябцева Мария Владимировна[1]
Бадурин Илья Владимирович[1, 2]
Чуянова Елена Сергеевна[1, 2]
Логинова Елизавета Сергеевна[1, 2]

[1] *АО «НПП «Квант»*

[2] *НИТУ «МИСИС»*

Рассмотрены способы определения глубины залегания p–n-перехода полупроводниковой структуры фотоэлектрического преобразователя (ФЭП), а также проведена оптимизация ФЭП структуры n+–p–p+ по ряду параметров. Подробно описано моделирование профиля диффузии, химический метод последовательного удаления слоев, метод на основе расчета оптических и электрических характеристик. Показано, что все методы дают схожие результаты, поэтому на их основе проведено моделирование, из которого получены новые оптимизированные параметры рассматриваемого ФЭП. Результаты можно применять для изготовления наиболее эффективных ФЭП, а также для проверки воспроизводимости технологии создания p–n-перехода на определенной глубине.

Ключевые слова: *диффузия, фотоэлектрический преобразователь, глубина залегания p–n-перехода, монокристаллический кремний, вольт-амперная характеристика, внешний квантовый выход фотоотклика*

В настоящее время наибольшее практическое применение находят беспилотные космические аппараты (КА), предназначенные для создания систем связи, наблюдения, изучения состояния атмосферы. Для работоспособности таких КА крайне важна точность системы ориентирования, что требует совершенствования системы энергетического оборудования, первичным источников которого является батарея солнечная (БС) [1].

Основой БС является фотоэлектрический преобразователь (ФЭП), функционирование которого основано на фотоэлектрическом эффекте — выработки напряжения и электрического тока под воздействием солнечного излучения.

Для изготовления БС беспилотных КА на полупроводниках актуальны однокаскадные ФЭП на монокристаллическом кремнии, который является одним из нескольких материалов ФЭП, применяемых в космическом пространстве благодаря оптимальной для преобразования солнечного спектра AM0 ширине запрещенной зоны 1,12 эВ и низкой стоимости по сравнению с материалами на основе A^3B^5.

Улучшение характеристик ФЭП сейчас является наиболее важной задачей, которую можно достичь оптимизацией конструктивных параметров, например, подбором глубины залегания *p–n*-перехода.

В настоящий момент контроль этого параметра осуществляется при помощи разрушающих методов, поэтому целью настоящей работы является разработка методики неразрушающего контроля, которая может быть применима к любому типу ФЭП, а также моделирование оптимизированной структуры.

В качестве объекта исследования использовался ФЭП на основе монокристаллического кремния марки КДБ, легированного фосфором для получения структуры n^+–p–p^+ с площадью поверхности ≈ 13 см^2.

Для определения глубины залегания *p–n*-перехода были рассмотрены три метода:

– моделирование профиля диффузионного распределения донорной примеси [2];

– эксперимент на основе жидкостного изотропного травления кремния [3];

– расчет из оптических и электрических характеристик, полученных неразрушающим способом [4].

В основе первого метода лежит теоретический расчет по закону Фика с учетом граничных условий для «бесконечного источника». Зная режим проведения диффузии (время 20 минут, температура 1030 °С), можно рассчитать изменение концентрации по глубине полупроводника. Полученным результатом является значение глубины 0,497 мкм. Данный метод позволяет легко определить технологический режим диффузии для получения необходимого профиля распределения примеси.

Метод жидкостного изотропного травления использует ненаправленные травители, действующие одинаково во всех направлениях. Эксперимент основан на контроле изменения массы ФЭП в процессе травления до стравливания всех слоев вплоть до *p–n*-перехода (фото-ЭДС равно нулю).

Глубина залегания *p–n*-перехода, полученная данным методом, составляет 0,536 мкм. Метод выгоден, так как обладает селективностью и достаточно высокой скоростью обработки результатов.

Глубина залегания *p–n*-перехода с использованием третьего метода определяется согласно формуле

$$x_j = \frac{1}{\alpha}\ln\frac{eF(1-R)}{\alpha L_n + 1}\frac{\exp(-\alpha W_3) - \exp(-\alpha W_2)}{J_2 - J_3}. \quad (1)$$

Как мы видим из (1), для определения значения глубины залегания *p–n*-перехода требуются следующие измерения:

– спектров поглощения и отражения;

– спектра внешнего квантового выхода фотоотклика (ВКВФ);

– вольт-амперных характеристик (ВАХ).

Измерения оптических характеристик (коэффициента отражения и поглощения) ФЭП были проведены на двухлучевом спектрофотометре Shimadzu UV-3600, работа которого основана на методе электрической автокомпенсации.

Зная спектральную характеристику ВКВФ (снятого на соответствующей установке), можно определить диффузионную длину неосновных носителей заряда (ННЗ) по длинноволновой части спектра, в которой вклад от легированного слоя пренебрежимо мал.

Измерение ВАХ проводилось в лабораторных условиях на имитаторе постоянного солнечного излучения со спектром AM0.

Для определения эмпирического параметра z требуется взять три значения напряжения и плотности тока (с учетом площади образца). Если экстраполировать прямолинейный участок ВАХ до пересечения с осью напряжений, можно определить значение контактной разности потенциалов $\varphi_к$.

Таким образом, расчетно-экспериментальным методом на основе анализа оптических и электрических характеристик ФЭП была получена глубина залегания p–n-перехода, равная 0,506 мкм.

Полученные значения использовались для моделирования структуры в программном обеспечении PC1D. Создав модель ФЭП с известными концентрациями введенных примесей, толщиной и глубиной залегания p–n-перехода, можно спрогнозировать ВАХ и ВКВФ при освещения спектром AM0. Бóльшая часть излучения поглощается в верхнем слое, поэтому для увеличения доли поглощенных носителей заряда p–n-переход должен находиться в пределах диффузионной длины ННЗ в n^+-слое, которая составляет (0,2…0,6) мкм.

Смоделированные результаты показывают, что при глубине залегания p–n-перехода 0,3 мкм КПД ФЭП составляет 11,96 % ($I_{кз}$ = 0,54 А, U_{xx} = 0,61 В), а при 0,5 мкм — 11,33 % ($I_{кз}$ = 0,51 А, U_{xx} = 0,62 В). Было определено, что путем уменьшения глубины залегания эмиттерного перехода до значения 0,3 мкм можно добиться более высокого значения КПД и тока короткого замыкания. Также в программном обеспечении PC1D можно определить степень легирования фронтального слоя, демонстрирующую оптимальные характеристики. При концентрации доноров $7{,}8 \cdot 10^{16}$ см$^{-3}$ КПД ФЭП составил 8,90 % ($I_{кз}$ = 0,56 А, U_{xx} = 0,47 В), а при $7{,}8 \cdot 10^{20}$ см$^{-3}$ — 12,05 % ($I_{кз}$ = 0,55 А, U_{xx} = 0,61 В). Повышение уровня легирования отрицательно влияет на все показатели, так как увеличение уровня легирования фронтального n^+-слоя связано с уменьшением потенциального барьера p–n-перехода.

В ходе анализа полученных результатов определено, что глубина залегания p–n-перехода экспериментального образца составила ~0,5 мкм. Недостатком метода диффузионного распределения является невозможность расчета глубины залегания p–n-перехода для «неизвестного образца», жидкостное изотропное травление является разрушающим методом контроля, который требует длительной подготовки и подбора состава травителя. Тогда

как метод вычисления из оптических и электрических характеристик релевантен для массового использования, позволяя рассчитать параметр из измеряемых характеристик, не зная технологических режимов производства.

Оптимизация изученной структуры ФЭП в части уровня легирования эмиттера ($7{,}8 \cdot 10^{20}$ см$^{-3}$) и глубины залегания p–n-перехода (0,3 мкм) позволила получить выигрыш в токе короткого замыкания, мощности и КПД (≈6,5 %), тогда как изменение U_{xx} было незначительным.

Результаты могут быть полезны для изготовления наиболее эффективных ФЭП, а также для проверки воспроизводимости технологии создания p–n-перехода на определенной глубине.

Литература

[1] Кузьмина Н.А. Система энергоснабжения космического аппарата. *Решетневские чтения. Матер. Междунар. науч.-практ. конф.: сб. тр.* Красноярск, СибГУ им. академика М.Ф. Решетнева, 2017, с. 274–276.

[2] Соколов И.А. *Расчеты процессов полупроводниковой технологии*. Москва, Металлургия, 1994, с. 6–14.

[3] Wei W., Li P.R., Leven Z., Li Jian. A new approach for measuring $p-n$ junction depth of textured silicon solar cells. *Physical and Failure Analysis of Integrated Circuits*, *IEEE Xplore*, 2009, pp. 616–618. https://doi.org/10.1109/IPFA.2009.5232569

[4] Гременок В.Ф., Тиванов М.С., Залесский В.Б. Солнечные элементы на основе полупроводниковых материалов. *АЭЭ*, 2009, № 1, с. 59–115.

УДК 621.383

Автоматизация процесса обработки результатов наземной экспериментальной обработки батареи солнечной

Козырев Андрей Федорович[1] kozyrev_af@npp-kvant.ru
Цыникин Сергей Анатольевич[1] znseday@yandex.ru
Рябцева Мария Владимировна[1] sineva1901@gmail.com
Сергеев Олег Сергеевич[1, 2] oleg.sergeev2001@gmail.com

[1] *АО «НПП «Квант»*

[2] *НИТУ «МИСИС»*

Данная работа посвящена разработке программного обеспечения (ПО), которое позволяет анализировать воздействие факторов космического пространства на электрические параметры фотоэлектрических преобразователей в результате наземной экспериментальной отработки (НЭО). Для обработки выбросов данных были протестированы проецирующие методы, такие как метод главных компонент, самоорганизующиеся карты Кохонена и проекция Саммона. Для получения основных фотоэлектрических характеристик был предложен метод кубической сплайн экстраполяции, обеспечивающий точность и быстродействие.

Ключевые слова: *фотоэлектрический преобразователь, вольт-амперная характеристика, программное обеспечение, батарея солнечная, факторы космического пространства*

Космические аппараты (КА) и спутники сегодня являются одним из основных инструментов решения задач, связанных с исследованием, освоением и использованием космического пространства. Продолжительность работы КА зависит от условий эксплуатации и его системы энергообеспечения. Батарея солнечная (БС) является первичным источником этой системы. Поскольку в отличие от электронной компонентой базы БС защищена только радиационно-стойким стеклом, то важно оценивать стойкость БС к механическим, температурным, радиационным и другим воздействиям в рамках наземной экспериментальной отработки (НЭО). Это позволит спрогнозировать срок активной службы БС и соответственно КА [1, 2].

В результате проведения НЭО разработчикам и исследователям БС необходимо отработать и проанализировать большое количество экспериментальных данных. Например, для расчетно-экспериментального моделирования деградации фотоэлектрических преобразователей, входящих в состав БС, под воздействием ионизирующих излучений космического пространства применяются два основных метода. Первый метод, известных как JPL-метод, основан на определении эквивалентного флюенса электронов с энергией 1 МэВ, падающих нормально к поверхности прибора. Второй, известный как NRL-метод, основан на определении дозы структурных повреждений при заданных радиационных условиях на борту КА. В этом случае необходимо прове-

сти анализ и исследование не менее 100 образцов. Такое количество образцов позволяет повысить точность получаемых результатов и улучшает качество научных исследований. Обработка такого количества данных занимает большое количество времени и может привести к возникновению ошибок, связанных с человеческим фактором [3].

Также при изучении деградации ФЭП используется множество других экспериментальных методов. Например, анализ спектральной зависимости внешнего квантового выхода фотоотклика позволяет оценить эффективность работы каждого каскада ФЭП. Спектрофотометрический метод определяет исследовать спектр отражения ФЭП. Дефектоскопия методом электролюминесценции дает возможность выявить дефекты и оценить электрические параметры каскадов ФЭП [4].

Целью данной работы является разработка программного обеспечения (ПО) для оценки воздействия факторов космического пространства (ФКП), посредством обработки данных, полученных в результате экспериментов. Автоматизация этих процессов позволит сэкономить время и ускорить оценку деградации ФЭП.

В качестве исходных данных ПО использует графики вольт-амперных характеристик (ВАХ), из которых в дальнейшем рассчитываются основные фотоэлектрических характеристики полупроводниковых приборов. ВАХ может иметь многомерные выбросы, так как это экспериментальные данные и учет таких данных ведет к снижению точности получаемых результатов. Необходимо обнаруживать и обрабатывать выбросы, не снижая быстродействие программы. В качестве основного метода были протестированы проецирующие методы, такие как метод главных компонент (PCA), самоорганизующиеся карты Кохонена (SOM) и проекция Саммона (Sammon mapping). Именно они позволяют довольно просто и быстро определять выбросы в выборке.

Важным вопросом в процессе разработки был способ получения значений напряжения холостого хода, тока короткого замыкания и максимальной мощности ФЭП. Одним из предложенных способов решения данного вопроса является кубическая сплайн экстраполяция, так как это быстрый и устойчивый способ со сложностью алгоритма O(N), который позволяет за два прогона вычислений получить точные значения [5].

Также получив все базовые характеристики ФЭП в заданном диапазоне T можно произвести расчет температурных коэффициентов. Он может проводится либо на основе средних значений характеристик ФЭП путем линейной аппроксимации, что не всегда дает достаточную точность, либо на основе линейной аппроксимации всех имеющихся значений. Последний способ был выбран для программы расчета и его результаты были сравнены с первым методом. Этот метод дает большую точность обработки экспериментальных данных.

Далее, учитывая температурные коэффициенты и остаточные факторы (относительное изменение электрического параметра ФЭП в результате воз-

действия того или иного фактора космического пространства) можно оценить стойкость самой БС к условиям на эксплуатируемой орбите.

Результаты работы будут актуальны для исследователей и разработчиков ФЭП и БС поскольку разрабатываемое ПО позволит сократить время на обработку экспериментальных данных в 10–20 раз. Так же данное ПО может обрабатывать основные виды экспериментальных данных, используемых производителями ФЭП и БС (ВАХ, спектры электролюминесценции, внешнего квантового выхода фотоотклика и отражения).

Литература

[1] Зернов А.С., Николаев В.Д. Опыт эксплуатации солнечных батарей служебного модуля международной космической станции. *Космическая техника и технологии*, 2016, № 1, с. 29–38.

[2] Слыщенко Е.В., Наумова А.А., Лебедев А.А., Генали М.А., Вагапова Н.Т., Жалнин Б.В. Обзор современных фотоэлектрических преобразователей космического назначения на основе соединений AIIIBV. *Сибирский журнал науки и технологий*, 2018, т. 19, №2, с. 308–324.

[3] Messenger S.R., Jackson E.M., Warner J.H. et al. SCREAM: A new code for solar cell degradation prediction using the displacement damage dose approach. *35th IEEE Photovoltaic Specialists Conference*, 2010, pp. 001106–001111. https://doi.org/10.1109/PVSC.2010.5614713

[4] Roensch S., Hoheisel R., Dimroth F. et al. Subcell I-V characteristic analysis of GaInP/GaInAs/Ge solar cells using electroluminescence measurements. *Appl. Phys. Lett.*, 2011, vol. 98, no. 251113. https://doi.org/10.1063/1.3601472

[5] Тыртышников Е.Е. *Методы численного анализа.* Москва, Академия, 2007.

УДК 621.383

Применение 3D-моделирования для оптимизации процесса МОС-гидридной эпитаксии в технологии изготовления солнечных элементов космического назначения

Сергеев Олег Сергеевич oleg.sergeev2001@gmail.com
Лебедев Андрей Александрович tovarisch-aal@mail.ru
Цыникин Сергей Анатольевич nseday@yandex.ru

АО «НПП «Квант»

Рассмотрена возможность компьютерного 3D-моделирования газодинамических процессов МОС-гидридной эпитаксии, представлены первые результаты моделирования газодинамики горизонтальной установки МОС-гидридной эпитаксии планетарного типа AIXTRON AIX 2400, получены профили распределения плотности, скорости и температуры парогазовой смеси, сделаны предварительные выводы о возможности использования моделирования для настройки ростовой установки.

Ключевые слова: *эксперимент, солнечные элементы, МОС-гидридная эпитаксия, моделирование*

Производство высокоэффективных солнечных элементов (СЭ), находящих применение в составе солнечных батарей для энергоснабжения долгоживущих космических аппаратов, неразрывно связано с созданием полупроводниковых многослойных гетероструктур методом МОС-гидридной эпитаксии (МОСГЭ). Несмотря на промышленную ориентированность этого метода в случае сложной многослойной гетероструктуры СЭ на основе материалов A IIIB V возникают существенные трудности в наращивании объемов производства посредством прямого масштабирования, т. е. увеличения числа установок в виду уникальности каждой отдельной установки.

Это усугубляется несколькими факторами:

– коммерческие промышленные установки МОСГЭ производят только 2 компании в мире из США и Германии (Veeco Instruments Inc. и AIXTRON SE);

– необходимость периодической перенастройки уже имеющихся установок.

Только глубинное понимание физических, а в частности газодинамических процессов, происходящих в ростовой камере установок МОСГЭ позволяет определить необходимые точные значения критичных технологических параметров, необходимых для роста эпитаксиальных слоев (ЭС). Добиться этого можно путем проведения целого ряда экспериментов по подбору оптимальных параметров, однако это крайне дорогостоящий и трудоемкий метод.

Альтернативой экспериментальному методу может являться, стремительно развивающийся в последние несколько десятилетий как в России [1], так и за рубежом [2–4], метод компьютерного 3D-моделирования, с помощью которого путем создания «цифрового двойника» установки возможно, избегая

затрат на экспериментальные образцы и другое сырье, воссоздавать процессы, протекающие в ростовой камере реальной установки и отслеживать влияние определенных входных параметров на технические характеристики получаемой продукции, а также отрабатывать предложения по модернизации установок и разработке отечественного аналога.

С целью решения этой задачи в программе SOLIDWORKS была создана 3D-модель горизонтальной реакторной камеры установки МОСГЭ планетарного типа AIXTRON 2400, включающая в себя систему подачи газа: трубку введения МОС, трубку введения гидридов и конический рассекатель потоков; реакторную камеру: графитовый диск, 5 сателлитов с пластинами; систему отвода отработанных газов из реактора.

С помощью дополнения SOLIDWORKS Flow Simulation [5] была произведена серия компьютерных расчетов газодинамики в реакторе с разными конфигурациями вращения и технологическими параметрами, которые соответствуют реальным для роста GaAs и твердых растворов замещения на его основе: давление 200 мбар, объемный расход МОС и гидридов 17 л/мин, температура графитового диска 650 °С и скорость вращения графитового диска и сателлитов 50 об/мин.

В результате, было визуализировано распределение давления и плотности парогазовой смеси (ПГС) внутри реакторной камеры, распределение завихренности газового потока и траектории потока ПГС.

Полученные предварительные данные позволяют ожидать реализацию возможности отслеживания влияния различных конкретных значений технологических параметров таких, как состав ПГС, скорость ее расхода, давление внутри реакторной камеры, температура и скорость вращения подложкодержателей и др. на протекающие внутри реакторной камеры процессы конвекции и тепломассопереноса во время роста ЭС.

С помощью моделирования, полученные профили распределения скорости, температуры, давления и плотности ПГС над поверхностью подложек, позволяют рассчитать плотность потока конденсирующегося вещества и коэффициент взаимодиффузии. На основе этих расчетов можно получить профиль распределения скорости роста ЭС [6].

Таким образом, создав «калькулятор» на основе выкладок из [6] и используя созданную модель, возможно с их помощью оперативно проводить настройку ростовой установки.

На данный момент проводится анализ и сопоставление результатов моделирования и экспериментальных данных для проверки адекватности модели.

Литература

[1] Горский А.А., Берлинер Л.Б., Титова Е.В. Расчет скорости роста и состава нанослоев $In_xGa_{1-x}As$ на подложке InP с помощью 3D-модели горизонтального реактора МОС-гидридной эпитаксии. *Вестник МИТХТ*, 2013, № 4, с. 85–91.

[2] Jie Wang, Yi-Cong He, Tie-Cheng Luo et al. Simulation and experimental verification study on the process parameters of ZnO-MOCVD. *Ceramics International*, 2021, vol. 47. https://doi.org/10.1016/j.ceramint.2021.02.113

[3] Lin C.H., Cheng W.T., Lee J.H. Effect of embedding a porous medium on the deposition rate in a vertical rotating MOCVD reactor based on CFD modeling. *International Journal of Heat and Mass Transfer*, 2009, vol. 36, pp 680–685.
https://doi.org/10.1016/j.icheatmasstransfer.2009.03.019

[4] Abedi S., Farhadi F., Boozarjomehry R.B. Integration of CFD and Nelder–Mead algorithm for optimization of MOCVD process in an atmospheric pressure vertical rotating disk reactor. *International Communications in Heat and Mass Transfer*, 2013, vol. 43, pp. 138–145. https://doi.org/10.1016/j.icheatmasstransfer.2013.01.003

[5] SOLIDWORKS Flow Simulation 2009 tutorial. URL: https://moodle.znu.edu.ua/pluginfile.php?file=/452807/mod_resource/content/0/Uchebnik_SolidWorks_Flow_Simulations_2009.pdf (accessed 15.09.2023).

[6] Соколов И.А. *Расчет процессов полупроводниковой технологии*. Москва, Металлургия, 1994.

.

Секция 5. ПРИКЛАДНАЯ НЕБЕСНАЯ МЕХАНИКА И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ

УДК 521.1

Исследование движения осесимметричного спутника в гравитационном поле с помощью отображения, аппроксимирующего фазовый поток системы

Сидоренко Владислав Викторович vvsidorenko@list.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Рассматривается движение осесимметричного спутника относительно центра масс под действием гравитационного момента. Центр масс спутника движется по круговой орбите в центральном гравитационном поле. Если проекция вектора кинетического момента спутника на ось его симметрии равна нулю, то возможны «плоские» движения — движения, в которых ось симметрии перемещается в плоскости орбиты. Для анализа свойств близких к плоским пространственных движений спутника методами теории возмущений построено отображение, аппроксимирующее отображение, порождаемое фазовым потоком системы. С помощью этого отображения установлены ранее неизвестные свойства движения спутника в гравитационном поле.

Ключевые слова: *осесимметричный спутник, вращательное движение, гравитационный момент*

Постановка задачи. Проведенное исследование состояло в изучении свойств движений, совершаемых осесимметричным спутником относительно центра масс под действием гравитационного момента. Предполагалось, что центр масс спутника движется по круговой орбите в центральном гравитационном поле.

Пусть **L** — вектор кинетического момента спутника относительно его центра масс O. Если проекция **L** на ось симметрии спутника равна нулю, возможны «плоские» движения — движения, в которых ось симметрии лежит в плоскости орбиты, а вектор угловой скорости ω перпендикулярен этой плоскости. В фазовом пространстве гамильтоновой системы с двумя степенями свободы, описывающей движение осесимметричного спутника относительно центра масс, плоским движениям отвечают фазовые траектории, лежащие на двумерном инвариантном многообразии. Поведение фазовых траекторий на этом многообразии аналогично поведению траекторий на фазовом портрете математического маятника — сепаратрисы разделяют траектории, соответствующие вращениям и колебаниям спутника относительно местной вертикали.

В [1, 2] изучалась устойчивость плоских движений осесимметричного спутника. Цель нашего анализа заключалась в максимально подробном описании динамики системы в том случае, когда фазовые траектории располагаются в окрестности сепаратрисного контура.

Методы исследования. Общий подход к исследованию гамильтоновых систем с сепаратрисными контурами был развит в [3, 4]. Основная идея дан-

ного подхода состоит в построении методами теории возмущений отображения, аппроксимирующего отображение, порождаемого фазовым потоком системы в окрестности сепаратрисного контура.

Аппроксимирующее отображение представляют комбинацию оператора поворота, описывающего поведение фазового потока в окрестности положений неустойчивого равновесия, входящего в состав сепаратрисного контура, и линейного отображения, описывающего поведение фазового потока при перемещении вдоль сепаратрисы. Указанные составляющие отображения зависят от параметров, нахождение значений которых представляет отдельную задачу.

Результаты исследования. С помощью аппроксимирующего отображения удалось описать серию бифуркаций, в результате которых из плоских движений рождаются семейства пространственных периодических движений спутника. Исследована устойчивость найденных семейств периодических движений. Кроме того, были установлены условия устойчивости движения в окрестности сепаратрисного контура.

Литература

[1] Маркеев А.П. Устойчивость плоских колебаний и вращений спутника на круговой орбите. *Космические исследования*, 1975, т. 13, с. 322–336.

[2] Markeev A.P., Bardin, B.S. On the stability of planar oscillations and rotations of a satellite in a circular orbit. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2003, vol. 85, pp. 51–66.

[3] Lerman L.M. Hamiltonian systems with loops of a separatrix of a saddle-center. *Sel. Math. Sov*., 1991, vol. 10, pp. 297–306.

[4] Grotta Ragazzo C. On the stability of double homoclinic loops. *Commun. Math. Phys*., 1997, vol. 184, pp. 251–272.

УДК 629.7

Виртуальные гравитационные маневры при проектировании межпланетных перелетов

Грушевский Алексей Васильевич alexgrush@rambler.ru
Голубев Юрий Филиппович
Тучин Андрей Георгиевич

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Продолжение решения задачи межпланетного старта КА с точки низкой орбиты планеты отправления в обратном времени порождает траекторию, структурно совпадающую с траекторией КА, получающейся при выполнении виртуального гравитационного маневра около планеты отправления. Перицентры вспомогательного пучка пролетных гипербол и время их прохождения при этом незначительно отличаются от соответствующих параметров проектной отлетной орбиты при старте с указанной точки. Тем самым поиск траектории межпланетного перелета может быть отделен от необходимости учета краевых условий старта с промежуточной низкой предстартовой орбиты. Предстартовая орбита уточняется затем по результатам поиска траектории межпланетного перелета. Представлена структурно единообразная схема баллистического проектирования траекторий полета КА с применением многократных гравитационных маневров на основе учета эфемерид планет

Ключевые слова: *виртуальный гравитационный маневр, гравитационное рассеяние, гравитационный маневр, цепочка гравитационных маневров с переотскоками*

Введение. Полномасштабное моделирование с учетом возмущающих факторов и изучение структуры межпланетных перелетов КА с низкой орбиты планеты отправления востребовано в современном баллистическом проектировании экспедиций для освоения дальнего космоса. На начальном этапе для конкретных перспективных космических проектов в качестве базового традиционно используется алгоритм построения каскада классических решений задач Ламберта — Эйлера, определяющих опорные составные гелиоцентрические участки межпланетного перелета [1–3].

Первоначальный поиск траектории проводится в рамках метода сопряженных конических сечений. Полученные решения берутся в качестве начальных приближений для синтеза многосоставной перелетной траектории КА уже в точных эфемеридах, с помощью отлаженных итерационных процедур [1, 2].

Как правило, по энергетическим соображениям, точка **G** совершения отлетного импульса на орбите отправления должна быть локализована в окрестности пересечения низкой орбиты планеты отправления (LEO — Low Earth Orbit для классического случая отлета от Земли) с орбитой целевого тела. По сути, исполнение отлетного импульса убирает разность между ги-

перболической скоростью отлета КА и орбитальной скоростью КА в точке **G**. Получающаяся при этом скорость отлета соответствует классическому ламбертовскому значению отлетной асимптотической скорости КА при выходе из сферы действия Земли. Вместе с тем общеизвестен тот факт, что номинальная дата старта с LEO на межпланетную гелиоцентрическую траекторию, рассчитанная в точных эфемеридах, может существенно отличаться от классического решения Ламберта — Эйлера [2]. В итоге при уточнении решения приходится варьировать в условиях гиперболической неустойчивости не только направление и величину импульса перехода с LEO на межпланетную гелиоцентрическую дугу, но также время $t_{\Delta V}$ начала его проведения и фактические координаты точки его совершения.

В настоящей работе представлен несколько иной подход к решению указанного класса задач, адаптированный к разработанному авторами инструментарию прогонки специально организованных пучков виртуальных траекторий КА [1, 2] на основе ЛПТ равномерно распределенных последовательностей [4]. В рамках классической постановки метода сопряженных конических сечений, точка **G** исполнения предполагаемого отлетного импульса рассматривается не как начальная точка для искомого межпланетного трансфера [5], а как точка соответствующей пролетной гиперболы $\boldsymbol{\gamma}_{GAM}\{\boldsymbol{\gamma}_{in}, R_\pi, \boldsymbol{\gamma}_{out}\}$ при виртуальном гравитационном маневре (ГМ), который КА совершает около Земли. Здесь символами $\boldsymbol{\gamma}_{in}, R_\pi, \boldsymbol{\gamma}_{out}$ обозначены ветвь гиперболы, входящая в сферу действия планеты старта, ее перицентр и отлетная ветвь гиперболы. При этом в начальном приближении, точкой $\mathbf{R}_\pi$ прохождения перицентра пролетной гиперболы этого ГМ выбирается указанная выше точка **G** проведения отлетного импульса, а время прохождения перицентра t_π совпадает со временем $t_{\Delta V}$ выполнения импульса:

$$t_\pi = t_{\Delta V}. \tag{1}$$

Отлетный импульс $\Delta\mathbf{V}$ в точке **G** перевода КА на отлетную гелиоцентрическую траекторию $\boldsymbol{\gamma}_{Transfer}$ задает траекторию КА в пределах сферы действия Земли, соответствующую восходящей ветви пролетной гиперболы виртуального ГМ $\boldsymbol{\gamma}_{GAM}\{\boldsymbol{\gamma}_{in}, R_\pi, \boldsymbol{\gamma}_{out}\}$ с перицентром в этой же точке: $\boldsymbol{\gamma}_{Transfer} = \boldsymbol{\gamma}_{Transfer}\{R_\pi, \boldsymbol{\gamma}_{out}\}$.

Другими словами,

$$\boldsymbol{\gamma}_{Transfer}\{R_\pi, \boldsymbol{\gamma}_{out}\} \subset \boldsymbol{\gamma}_{GAM}\{\boldsymbol{\gamma}_{in}, R_\pi, \boldsymbol{\gamma}_{out}\};\ \ R_\pi = R_\pi(\mathbf{G});\ t_\pi = t_{\Delta V}. \tag{2}$$

Таким образом, продолжение в обратном времени решения задачи межпланетного старта КА от расчетной точки, принадлежащей номинальной LEO, порождает прототраекторию, совпадающую с пролетной гиперболой виртуального гравитационного маневра около Земли с перицентром в этой же точке.

Помимо того, что соотношение (2) позволяет в рамках метода сопряженных конических сечений установить соответствие геометрии межпланетных перелетов с окнами старта и гравитационными маневрами, существует и важная утилитарная составляющая предлагаемого подхода к построению траекторий перелета.

При использовании уточненных эфемерид [2] предлагаемый подход означает, что LEO подбирается уже после того, как построена соответствующая цепочка гравитационных маневров. Тем самым оказывается возможным избавить задачу поиска траектории перелета от необходимости учитывать особенности старта с промежуточной LEO.

Этапы баллистического проектирования полета к целевой планете. Решение задачи поиска траектории межпланетного перелета КА с LEO в рамках метода сопряженных конических сечений подразумевает разбиение полета КА на следующие последовательные этапы:

– совершение импульса перехода КА с LEO на отлетную гиперболу (в пределах сферы действия Земли);

– полет по отлетной геоцентрической гиперболе от точки старта КА с LEO до выхода на границу сферы действия Земли;

– расчет межпланетной гелиоцентрической дуги (эллипс, гипербола) до сферы действия планеты-цели (Юпитер, Венера и т. д.);

– пролетная планетоцентрическая гипербола КА в сфере действия целевой планеты;

– расчет импульса перехода КА либо на орбиту искусственного спутника целевой планеты, либо — пролет сферы действия планеты после совершения гравитационного маневра.

Различные варианты продолжения последнего этапа схожи из-за идентичности процедуры получения траекторий гравитационного маневра КА и траекторий прохождения КА сферы действия планеты с выходом на орбиту ее искусственного спутника.

Продолжение решения задачи межпланетного старта КА от точки, расположенной на LEO, в обратном времени порождает виртуальную траекторию — протоорбиту с точкой входа $\mathbf{G}_d$ в сферу действия Земли, совпадающую с отлетной траекторией КА после совершения гравитационного маневра около Земли с перигеем в этой же точке в нужный момент времени. Таким образом, возникает единообразная универсальная процедура — построение цепочки действительных (классических) и виртуальных протоорбитальных гравитационных маневров КА, которая может адаптивно усекаться под нужды баллистического проектирования конкретных межпланетных космических проектов.

В итоге теоретически оказывается возможным формировать набор виртуальных траекторий КА в окрестности вычисленной опорной гелиоцентричекой эллиптической орбиты, порождающих с помощью малой коррекции проектный межпланетный трансфер.

Построение виртуальных перелетных пучков траекторий КА. Решение Ламберта — Эйлера классической задачи попадания в окрестность целевого тела часто выбирается в качестве начального приближения траекторий требуемого перелета. Оно может значительно деформироваться при учете влияния гравитации планет Солнечной системы и других возмущающих факторов. Это в конечном итоге может приводить к существенному отклонению движения КА от решения невозмущенной задачи. Для коррекции номинала в астродинамике, как правило, используются итерационные методы, которые не всегда сходятся. Такое часто бывает при использовании гравитационных маневров. По этой причине использование трубок виртуальных траекторий, первоначально мало отличающихся друг от друга, с продолжением по времени с учетом возмущающих факторов оказывается весьма эффективным приемом для поиска реальных траекторий перелета [1, 2]. Успех обеспечивается, когда в заданную окрестность целевой планеты попадает хотя бы одна виртуальная траектория КА из трубки, и только одна из них затем перейдет из разряда виртуальных в траекторию реального полета. Подобный метод анализа виртуальных траекторий разрабатывался в ИПМ им. М.В. Келдыша РАН с самого начала активного освоения космоса, например, при построении В.А. Егоровым [6] лунных траекторий и т. д.

Возможности ГМ будем исследовать, исходя из предположения о том, что имеется трубка допустимых траекторий с одним и тем же вектором асимптотической скорости. Более экономным по времени вычислений представляется распределение траекторий в трубке с учетом особенности их гравитационного рассеивания [7].

Сформированный аксиальный пучок виртуальных траекторий с фиксированным вектором асимптотической скорости затем продолжается по времени вперед до сближения со сферой действия стартовой планеты и ее прохождения, после чего — далее, по гелиоцентрическому участку, до возможной встречи со сферой действия целевой планеты.

Каждая траектория виртуального пучка, подходящая по условиям прибытия КА терминальным требованиям конкретного разрабатываемого проекта, переводится в разряд перспективных и запоминается.

Далее из множества перспективных траекторий отбирается вариант, наиболее подходящий по условиям прибытия. Для него фиксируется точка $\tilde{\mathbf{G}}_d$ его виртуального входа в сферу действия отлетной планеты («Земли») и в обратном времени строится соответствующая протоорбита.

Уточнение LEO. Перицентр траектории избранного варианта около стартовой планеты, полученный после применения процедуры поиска решения задачи межпланетного перелета, может не совпадать с первоначально выбранным посредством метода сопряженных конических сечений перицентром для опорной траектории виртуального гравитационного маневра. Поэтому и промежуточная LEO требует уточнения. С этой целью формируется новая оскулирующая LEO, такая, что она пересекается (или касается) с вир-

туальной пролетной гиперболой фаворита в ее перицентре и с некоторым запаздыванием на собственное вращение Земли проходит в дату старта через точку старта на Земле. Вычисляется импульс ΔV, необходимый для перехода на траекторию фаворита с построенной таким образом LEO. Таким образом, в условиях действия возмущений «станция пересадки на гиперболу» будет локализована в окрестности перицентра траектории фаворита, а также линии пересечения LEO и орбиты целевой планеты.

В результате отлетающий КА выставляется на точную эфемеридную прототраекторию фаворита с гарантированной доставкой на требуемый сегмент картинной плоскости целевого тела.

Основное отличие предлагаемого подхода для вычисления отлетных траекторий от традиционного [2, 5] состоит в следующем. Итерационные процедуры поиска и уточнения задачи Ламберта — Эйлера (с негарантированной сходимостью) с краевым условием на априорно заданной LEO исключаются. Вместо них выполняется надежный алгоритм массового перебора и селекцией точных «готовых» траекторий возмущенного движения КА, которые после уточнения LEO удовлетворяют проектным требованиям космической экспедиции.

Заключение. В работе предложен новый подход к построению межпланетных траекторий перелета КА с использованием виртуальных гравитационных маневров. Он позволяет отделить поиск межпланетной траектории от кропотливой процедуры синтеза LEO. Этот синтез предлагается осуществлять уже после построения полной траектории межпланетного перелета, припасовывая найденную LEO к перицентру пролетной гиперболы виртуального гравитационного маневра в сфере действия планеты отправления.

Фактически обобщение метода сопряженных конических сечений и пополнение его инструментария объектным множеством виртуальных гравитационных маневров позволяет совместно решать целый спектр задач, ранее иерархически различавшихся. Традиционно решаемая отдельно задача старта КА с LEO оказывается включенной в общий инструментарий современных методик синтеза цепочек гравитационных маневров.

Тем самым оказывается возможным избавиться от негарантированно сходящихся итерационных процедур уточнения решения перелетной задачи Ламберта — Эйлера в полной модельной постановке. Предложенный метод позволяет существенно упростить синтез полной траектории межпланетного перелета от старта с поверхности планеты отправления до целевой планеты, с учетом условий полета, приближенных к реальным.

Литература

[1] Голубев Ю.Ф., Грушевский А.В., Корянов В.В., Тучин А.Г. Гравитационные маневры космического аппарата в системе Юпитера. *Известия Российской академии наук. Теория и системы управления*, 2014, № 3, с. 149–167.

[2] Тучин А.Г., ред. Баллистико-навигационное обеспечение полетов автоматических космических аппаратов к телам Солнечной системы. Химки, НПО Лавочкина, 2018.

[3] Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. *Основы механики космического полета*. Москва, Наука, 1990.

[4] Соболь И.М. Равномерно распределенные последовательности с дополнительным свойством равномерности. Ж. *вычисл. матем. и матем. физ.*, 1976, т. 16, № 5, с.°1332–1337

[5] Тарасов Е.В. Космонавтика. Механика полета и баллистическое проектирование. Москва, 1977.

[6] Егоров В.А. *О некоторых задачах полета к Луне*. *УФН*, 1957, LXIII, с. 73–117.

УДК 629.7.052

Стабилизация относительного равновесия спутника при учете более сложной модели геомагнитного поля

Каленова Вера Ильинична[1] kalenova44@mail.ru
Морозов Виктор Михайлович[1] moroz@imec.msu.ru
Тихонов Алексей Александрович[2] a.tikhonov@spbu.ru

[1] *НИИ механики МГУ*

[2] *Санкт-Петербургский государственный университет*

Рассматривается задача стабилизации относительного равновесия спутника около центра масс в геомагнитном поле в предположении, что спутник движется по круговой экваториальной орбите. В отличие от предыдущих работ используется уточненная модель геомагнитного поля. Задача является существенно нестационарной. К исследованию применяется подход, основанный на приводимости исходной нестационарной системы к стационарной. Показана управляемость и построены алгоритмы стабилизации.

Ключевые слова: *модель геомагнитного поля, нестационарная система, приводимость к стационарным системам, алгоритм стабилизации*

Введение. Задача стабилизации стационарных движений спутника около центра масс в геомагнитном поле широко рассматривалась в научной литературе (см., например, [1, 2]). Управляющие моменты могут реализовываться как за счет взаимодействия внутреннего магнитного момента с геомагнитным полем, так и при помощи моментов сил Лоренца, возникающих при наличии специально заряженного экрана на спутнике. Задача, как известно, является существенно нестационарной. Здесь изложены результаты продолжения исследований авторов в том случае, когда используется более сложная, по сравнению с традиционной, модель геомагнитного поля.

Краткое содержание. Рассмотрим задачу стабилизации положения относительного равновесия спутника, центр масс которого движется по круговой орбите. Для управления используются магнитные моменты различной природы.

Линеаризованные уравнения движения спутника в окрестности положения относительного равновесия на круговой экваториальной орбите можно представить в виде

$$\ddot{x} + D\dot{x} + Kx = M, \qquad x(3\times 1)\,. \tag{1}$$

Здесь $x = [\theta_1\ \theta_3\ \theta_2]^{\mathrm{T}}$, θ_i — углы, определяющие положение связанной системы координат в орбитальной, $M = [M_1\ M_2\ M_3]^{\mathrm{T}}$ — управляющий механический момент. Дифференцирование ведется по безразмерному времени $\tau = \omega_0(1-\varepsilon)t$; $\varepsilon = \omega_E/\omega_0$; ω_0 — орбитальная угловая скорость, ω_E — угло-

вая скорость собственного вращения Земли; $K = \mathrm{diag}(\tilde{\kappa}_1, \tilde{\kappa}_3, \tilde{\kappa}_2)$; $\tilde{\kappa}_i = \dfrac{\kappa_i}{(1-\varepsilon)^2}$ $(i = 1,2,3)$; $\kappa_1 = 4\dfrac{J_3 - J_2}{J_1}$; $\kappa_2 = 3\dfrac{J_3 - J_1}{J_2}$; $\kappa_3 = \dfrac{J_1 - J_2}{J_3}$; элементы матрицы D: $D_{12} = \tilde{d}_1$; $D_{21} = -\tilde{d}_3$, остальные элементы D_{ij} — нулевые; $\tilde{d}_j = \dfrac{d_j}{1-\varepsilon}$ $(j = 1, 2)$; $d_1 = \dfrac{d}{J_1}$; $d_3 = \dfrac{d}{J_3}$; $d = J_2 - J_1 - J_3$; J_i — главные центральные моменты инерции спутника.

При наличии на спутнике магнитных катушек, создающих собственный магнитный момент $\mathbf{u}$ за счет взаимодействия с геомагнитным полем с индукцией $\mathbf{b}(t)$, можно сформировать механический момент $\mathbf{M}_c$

$$\mathbf{M}_c = \mathbf{u} \times \mathbf{b}. \tag{2}$$

Выражения для компонент момента $\mathbf{M}$ в уравнениях (1) имеют вид

$$M_c = B_c\, u; \quad B_c = \mu_* \begin{bmatrix} 0 & b_3 / J_1 & -b_2 / J_1 \\ -b_3 / J_3 & 0 & b_1 / J_3 \\ b_2 / J_2 & -b_1 / J_2 & 0 \end{bmatrix}; \qquad \mu_* = \frac{1}{\omega_0^2 (1-\varepsilon)^2}. \tag{3}$$

Следуя работе [3], будем считать, что выражения для компонент вектора магнитной индукции $\mathbf{b}(\tau)$ в орбитальной системе координат содержат периодические функции от τ с частотами, равными 1, 2, 3.

Для пояснения сути предложенного ранее подхода к исследованию систем, нестационарных по управлению [4], ограничимся в выражениях для индукции $\mathbf{b}(\tau)$ рассмотрением только частот 1 и 2:

$$\begin{aligned} b_1 &= \mu_0 \left[(g_1^1 \mathrm{s}\tau - h_1^1 \mathrm{c}\tau) + \nu(g_2^2 \mathrm{s}2\tau - h_2^2 \mathrm{c}2\tau) \right]; \\ b_2 &= -\mu_0 \left[g_1^0 + \nu(g_2^1 \mathrm{c}\tau + h_2^1 \mathrm{s}\tau) \right]; \\ b_3 &= \mu_0 \left[2(g_1^1 \mathrm{c}\tau + h_1^1 \mathrm{s}\tau) + 1{,}5\nu\left(g_2^2 \mathrm{c}2\tau + h_2^2 \mathrm{s}2\tau - \tilde{g}_2^0 \right) \right], \end{aligned} \tag{4}$$

где $\mu_0 = \left(\dfrac{R_E}{R} \right)^3$; R_E — радиус Земли; R — радиус орбиты; $\nu = \sqrt{3}\dfrac{R_E}{R}$, $\tilde{g}_2^0 = \dfrac{g_2^0}{\sqrt{3}}$, g_n^m, h_n^m — гауссовы коэффициенты; $\mathrm{s}\tau \equiv \sin\tau$; $\mathrm{c}\tau \equiv \cos\tau$.

Момент лоренцевых сил относительно центра масс спутника определяется по формуле [5]

$$\mathbf{M}_L = q\mathbf{r}_q \times \Theta^T (\mathbf{V}_c \times \mathbf{b}). \tag{5}$$

Здесь q — электростатический заряд, $\mathbf{r}_q = \left[x_q \; y_q \; z_q \right]^{\mathrm{T}}$ — радиус-вектор центра заряда спутника относительно его центра масс; Θ — матрица направляющих косинусов связанной системы относительно орбитальной; $\mathbf{V}_c = R\omega_0(1-\varepsilon)\mathbf{e}_\tau$ — скорость центра масс спутника относительно геомагнитного поля, $\mathbf{e}_\tau$ — единичный вектор.

Выражения для компонент линеаризованного механического момента в уравнениях (1) в этом случае имеют вид

$$M_L = B_L v; \qquad B = \mu_{**} \begin{bmatrix} 0 & b_2 / J_1 & b_3 / J_1 \\ -b_2 / J_3 & 0 & 0 \\ -b_3 / J_2 & 0 & 0 \end{bmatrix}; \qquad \mu_{**} = q\mu_*. \qquad (6)$$

Величины $v_1 = x_q, v_2 = y_q, v_3 = z_q$ (координаты центра электрического заряда относительно центра масс) считаются управляющими параметрами.

Тот факт, что матрица коэффициентов при управлении в рассматриваемых задачах не имеет полного ранга, является принципиальной трудностью, на что указывалось во многих работах.

К исследованию указанной задачи стабилизации здесь применяется подход [4], основанный на приводимости исходных нестационарных систем (1), (3), (4) и (1), (6), (4) к стационарным системам.

Порядок исходной нестационарной системы (1) $n = 6$. Матрица при управлении содержит пять независимых функций $1, \cos\tau, \sin\tau, \cos 2\tau, \sin 2\tau$, составляющих вектор $f(\tau)$, который удовлетворяет системе линейных дифференциальных уравнений с постоянными коэффициентами $\dot{f} = Sf$ ($S = \mathrm{const}$) пятого порядка ($m = 5$). Замена переменных $x = (f^T \otimes E_n)y$ ($\otimes$ — символ кронекерова произведения матриц) приводит нестационарную систему (1) к стационарной системе порядка mn [4].

В данном случае замена переменных

$$x_1 = y_1 c\tau + y_3 s\tau + y_5 c2\tau + y_7 s2\tau + y_9$$
$$x_3 = y_2 c\tau + y_4 s\tau + y_6 c2\tau + y_8 s2\tau + y_{10}$$
$$x_2 = y_{11} c\tau + y_{12} s\tau + y_{13} c2\tau + y_{14} s2\tau + y_{15}$$

приводит систему (1) к стационарной системе 30-го порядка.

Учет слагаемых с частотой 3 в выражениях для магнитной индукции увеличит порядок приведенных стационарных систем до 42, так как количество независимых функций $m = 7$.

Проведен анализ управляемости приведенных стационарных систем. На их основе построены алгоритмы стабилизации в виде линейной обратной связи с постоянными коэффициентами, обеспечивающие асимптотическую

устойчивость положения равновесия. Проведено моделирование предложенных алгоритмов.

Обсуждение. Решение задачи стабилизации с помощью магнитных катушек в случае движения спутника по экваториальной орбите приводит к неуправляемой системе, если используется традиционная модель геомагнитного поля [6]. Здесь показано, что если учитывать более полную модель геомагнитного поля, то система становится управляемой, и возникает возможность построения эффективных алгоритмов стабилизации

Работа выполнена при финансовой поддержке Российского научного фонда (грант № 24-21-00104).

Литература

[1] Морозов В.М., Каленова В.И. Линейные нестационарные системы и стабилизация движения спутника около центра масс в геомагнитном поле. Москва, МГУ, 2023.

[2] Овчинников М.Ю., Ролдугин Д.С. Современные алгоритмы активной магнитной ориентации спутников. *Космические аппараты и технологии*, 2019, т. 3, № 2, с. 73–86. https://doi.org/10.26732/2618-7957-2019-2-73-86

[3] Aleksandrov A.Yu., Tikhonov A.A. Averaging technique in the problem of Lorentz attitude stabilization of an Earth-pointing satellite. *Aeros. Sci. and Technol.*, 2020, vol. 104, no. 3, pp. 1–12. https://doi.org/10.1016/j.ast.2020.105963

[4] Каленова В.И., Морозов В.М. Линейные нестационарные системы и их приложения к задачам механики. Москва, Физматлит, 2016.

[5] Тихонов А.А. Метод полупассивной стабилизации космического аппарата в геомагнитном поле. *Косм. исслед.*, 2003, т. 41, № 1, с. 69–79.

[6] Морозов В.М., Каленова В.И., Рак М.Г. Стабилизация стационарных движений спутника около центра масс в геомагнитном поле. *Итоги науки и техники. Сер. Совр. матем. и ее приложения. Тематические обзоры*, 2023, т. 222.
https://doi.org/10.36535/0233-6723-2023-222-42-63

УДК 629.78

Предварительный анализ траекторий перелета легкого буксира с электрореактивной двигательной установкой в системе Земля — Луна

Широбоков Максим Геннадьевич[1] shirobokov@keldysh.ru
Суслов Кирилл Сергеевич[1] suslov.ks@phystech.edu
Овчинников Михаил Юрьевич[1] ovchinni@keldysh.ru
Дронов Павел Александрович[2] dronov_pa@fakel-russia.com
Приданников Сергей Юрьевич[2] Pridannikov@fakel-russia.com,
Нестеренко Александр Никитович[2] Nesterenko@fakel-russia.com
Толстель Олег Владимирович[2] tolstel@fakel-russia.com

[1] *Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН*

[2] *АО Опытное конструкторское бюро «Факел»*

Работа посвящена предварительному анализу траекторий перелета между околоземной и окололунной орбитами для легкого космического буксира, снабженного тремя двигателями малой тяги перспективной серии СПД-230. Приводится предварительный облик аппарата-буксира. Описывается схема перелета, состоящая из трех этапов: раскрутка с околоземной орбиты, повышение апоцентра и прохождение через точку либрации L1 системы Земля — Луна и скрутка на целевую окололунную орбиту. Анализируются масса полезной нагрузки, время полета, моторное время и затраты топлива в зависимости от числа баков и режимов работы двигателей.

Ключевые слова: *легкий буксир, космический аппарат, малая тяга, Российская орбитальная станция, окололунная орбитальная станция*

В настоящее время становятся актуальными вопросы проектирования транспортных систем для перемещения грузов между околоземными и окололунными орбитами. Эти системы необходимы для решения научных задач, связанных с освоением Луны человеком, созданием окололунных орбитальных станций и лунных баз. Создание транспортных систем ставит перед исследователями и конструкторами ряд задач, связанных не только с технологической составляющей таких систем, но и с механико-динамическими аспектами, такими как выбор опорных и целевых орбит, проектирование траекторий перелета, максимизация массы полезной нагрузки, оценка окон старта, времени полета и затрат топлива. С технологической точки зрения значительного повышения массы доставляемой полезной нагрузки удается добиться благодаря использованию электрореактивных двигателей с высоким удельным импульсом. По сравнению с ракетными двигателями на основе жидкого топлива, сила тяги электрореактивных двигателей существенно ниже, поэтому траектории перелета представляют собой спирали, а время полета варьируется в пределах от десятков до сотен дней полета.

В работе [1] рассматриваются проектный облик солнечного буксира мощностью 400 кВт и варианты элементов энергодвигательного комплекса и приводятся результаты расчетов параметров системы для обеспечения потока на геостационарную и окололунную орбиты. Так, например, в однопусковой схеме доставки грузов на низкую окололунную орбиту масса полезной нагрузки приближенно равна 32 т, масса ксенона в электродвигательной установке равна 21,6 т, а длительность доставки составляет 13 месяцев. В работе [2] проводится проектно-баллистический анализ перелетов электроракетного буксира мощностью 400 кВт с низкой околоземной орбиты на геостационарную орбиту, низкую окололунную орбиты и в точки либрации с возвращением на опорную орбиту. Рассматриваются 14 проектных вариантов с различной суммарной силой тяги и удельным импульсом. Поиск оптимального управления вектором тяги в задаче перелета на окололунную орбиту высотой 100 км осуществляется в рамках круговой ограниченной задачи трех тел с помощью принципа максимума Понтрягина. Приводятся зависимости массы полезной нагрузки и длительности перелета для каждой проектной схемы. Расчеты показали, что достичь низкие окололунные орбиты и точки либрации можно за 200–900 суток, а масса полезной нагрузки варьируется соответственно от 2 до 18 т.

В настоящее время проводятся опытно-конструкторские работы «Нуклон» по космическому комплексу с ядерной энергетической установкой разрабатываемого в России аппарата «Зевс» для научных исследований Луны [3], но общедоступные публикации с исследованиями динамических аспектов проекта на момент публикации данной работы отсутствуют. Согласно техническому заданию, буксир должен доставлять с околоземной орбиты высотой 900 км и наклонением 51,7 градусов на окололунную орбиту полезную нагрузку до 10 т не более чем за 200 дней. Параметры окололунной орбиты не уточняются.

В работе [4] предлагается транспортная система MOONPORT перевозок в окололунное пространство, предназначенная для грузовых миссий с полезной нагрузкой до 8 т. Выявлена рыночная возможность для услуги перевозок в окололунное пространства, в первую очередь для грузовых и потенциально будущих миссий с экипажем. Система основана на заправляемом космическом буксире, использующем химико-электрическую двигательную установку. Перелет MOONPORT между Землей и Луной подразумевает использование низкоэнергетических перелетов, позволяющих еще больше понизить затраты топлива и увеличить тем самым массу полезной нагрузки.

В работе [5] описывается многоразовая транспортная система Lunar Space Tug для обеспечения непрерывной и устойчивой связи между Землей и орбитальной лунной станцией Lunar Gateway. Предполагается, что перелеты будут осуществляться с низкой околоземной орбиты, геопереходной орбиты или геостационарной орбиты, а целевой орбитой будет почти-прямолинейная гало-орбита (near-rectilinear halo orbit, NRHO). Буксир предлагается снабдить

холловскими двигателями малой тяги. В статье отмечается, что ключевой причиной экономии топлива SMART-1, первого и на настоящий момент единственного аппарата, осуществившего перелет с малой тягой между Землей и Луной, было то, что большая часть тяги была сосредоточена вблизи перигея на большей части траектории [6]. В исследовании [5], кроме того, предлагается эвристический метод оптимизации траектории, описываются модели движения, представлен пример траектории и определения массовых параметров.

Настоящая работа посвящена предварительному анализу траекторий перелета между околоземной и окололунной орбитами для космического буксира, снабженного двигателями малой тяги. В отличие от предыдущих работ, здесь интерес направлен на проектирование траекторий перелета буксира с орбиты будущей Российской орбитальной станции на высокую полярную круговую окололунную орбиту [7, 8] с использованием трех (минимального числа) двигателей малой тяги СПД-230 АО ОКБ «Факел» [9]. Создание такого легкого буксира позволило бы отработать технологию перевозки грузов между Землей и Луной. Для оценок времени полета, моторного времени и затрат топлива предлагается проектирование траектории перелета по упрощенной схеме, состоящей из трех этапов: раскрутка с околоземной орбиты и выход за пределы радиационных поясов Ван Аллена, повышение апоцентра и прохождение через точку либрации L1 и скрутка на целевую окололунную орбиту. Масса полезной нагрузки, время полета, моторное время и затраты топлива рассчитываются в зависимости от числа баков (3, 4, 5) и режимов работы двигателей (с наибольшей силой тяги и наибольшим удельным импульсом). В работе также приводится предварительный облик буксира.

Литература

[1] Хамиц И.И., Филиппов И.М., Бурылов Л.С. и др. Концепция космической транспортно-энергетической системы на основе солнечного межорбитального электроракетного буксира. *Космическая техника и технологии*, 2017, № 1 (16), с. 32–40.

[2] Салмин В.В., Старинова О.Л., Четвериков А.С. и др. Проектно-баллистический анализ транспортных операций космического буксира с электроракетными двигателями при перелетах на геостационарную орбиту, орбиту спутника Луны и в точки либрации системы Земля — Луна. *Космическая техника и технологии*, 2018, № 1 (20), с. 82–97.

[3] *Техническое задание № 0339/20*. URL: https://zakupki.gov.ru/44fz/filestore/public/1.0/download/rgk2/file.html?uid=B61EEF97EAD58D2AE05324548D0A8A18 (дата обращения 29.10.2023).

[4] Bergamasco F., Bérubé P., Breda P. et al. Moonport: a cost-effective transport solution for cislunar space. *Proceedings of the 72nd International Astronautical Congress*, Dubai, UAE, 2021, pp. 25–29.

[5] Rimani J. et al. Multidisciplinary mission and system design tool for a reusable electric propulsion space tug. *Acta Astronautica*, 2020, vol. 175, pp. 387–395. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.05.045

[6] Biesbroek R. *Lunar and Interplanetary Trajectories*. Springer International Publishing, 2016.

[7] Муртазин Р.Ф. Эффективное выведение космического аппарата на высокую круговую окололунную орбиту. *Космонавтика и ракетостроение*, 2019, т. 108, № 3, с. 5–12.

[8] 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*, 2019, vol. 2171, art. 130022. https://doi.org/10.1063/1.5133289

[9] Абраменков Г.В., Вертаков Н.М., Дронов П.А. и др. Ракетные двигатели АО «ОКБ «Факел» для космических аппаратов — опыт летного применения и новые разработки. *Космическая техника и технологии*, 2023, № 4 (43), с. 13–30.

УДК 531

Мультипольное представление потенциала гравитационного поля

Александр Анатольевич Буров teormech@gmail.com
Никонов Василий Иванович nikon_v@list.ru

ФИЦ ИУ РАН

Обсуждается применение восходящего к Максвеллу подхода к представлению потенциала в виде линейной комбинации потенциалов мультиполей различных порядков применительно к потенциалам гравитационных полей, порождаемых малыми небесными телами. Ставится задача отыскания направлений, вдоль которых при задании мультиполей осуществляется дифференцирование, а также мультипольных моментов. Соответствующие вычисления для различных, вплоть до четвертого порядка, мультиполей выполняются для астероида (433) Эрос. Полученное выражение для потенциала используется при построении областей возможного движения космического аппарата в окрестности этого астероида.

Ключевые слова: *Максвеллово представление сферической функции, мультиполь, приближение поля притяжения*

Малые тела Солнечной системы, такие как астероиды или ядра комет, характеризуются неправильной формой и сложным распределением масс. Поэтому при исследовании движения в окрестности таких тел приходится уделять особое внимание структуре потенциала притяжения. Точность представления потенциала как малого искажения потенциала гравитирующей массивной точки оказывается недостаточны. В настоящей работе основное внимание сосредоточено на восходящем к Максвеллу подходе [1–5], предусматривающем использование так называемых мультиполей для представления потенциалов, в частности, потенциала поля притяжения. Мультиполь — это точечный объект, получающийся в результате предельного перехода определенной конфигурацией точечных масс или зарядов, при стремлении к нулю расстояний между ними. Мультиполь n порядка определяется $2n + 1$ постоянной величиной — одной скалярной величиной — моментом — и n единичными векторами — осями. Физической интерпретации и свойствам мультиполей посвящены многочисленные исследования (см., например, [1–5]).

В рамках представления гравитационного потенциала в виде ряда по однородным гармоническим функциям, записанных в декартовых координатах, предложенный Сильвестром [2] способ определения осей и момента мультиполя n порядка выглядит наиболее эффективным для его реализации применительно к телам, поверхность которых моделируется триангуляционным разбиением с заданной согласованной ориентацией граней. Приводятся результаты вычислений для различных, вплоть до четвертого порядка, мультиполей выполняются для астероида (433) Эрос.

Литература

[1] Maxwell J.C. *A treatise on electricity and magnetism*. Oxford, Clarendon Press, 1873, vol. 1, 500 p.

[2] Sylvester J.J. Note on spherical harmonics. *Philosophical Magazine*, 1876, vol. 2, pp. 291–307.

[3] Курант Р., Гильберт Д. *Методы математической физики*. Москва, Ленинград, ГТТИ, 1933, т. 1, 525 с.

[4] Кошляков Н.С., Глинер Э.Б., Смирнов М.М. *Основные дифференциальные уравнения математической физики*. Москва, Физматлит, 1962.

[5] Мещеряков Г.А. Задачи теории потенциала и обобщенная Земля. Москва, Наука, 1991.

УДК 629.78

Проектирование низкоэнергетических перелетов к Луне с комбинацией большой и малой тяги на траектории временного захвата

Иванюхин Александр Викторович[1, 2] ivanyukhin.a@yandex.ru
Ивашкин Вячеслав Васильевич[1, 3]
Петухов Вячеслав Георгиевич[1]
Юн Сон Ук[1]

[1] *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)*

[2] *РУДН*

[3] *Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН*

Рассмотрена задача расчета низкоэнергетических траекторий перелета космического аппарата (КА) к Луне на орбиту временного захвата в рамках эфемеридной модели четырех тел, включающей: Землю, Луну, Солнце и КА. Перелет осуществляется с использованием транзитной траектории в окрестности одной из коллинеарных точек либрации L1 или L2 системы Земля — Луна. Траектория перелета на транзитную орбиту рассматривается на основе комбинации большой тяги и участка работы малой тяги. Приводятся численные примеры расчета низкоэнергетических траекторий перелета на окололунную орбиту временного захвата с оптимизацией точки выхода на транзитную траекторию. Анализируется зависимость длительности перелета и доставляемой к Луне массы от характеристик промежуточной орбиты.

Ключевые слова: *низкоэнергетический перелет, транзитная орбита, временный захват, задача трех тел, малая тяга*

Траектории лунных миссий сильно отличаются от перелетов в околоземном пространстве, что обусловлено сложностью гравитационного поля на траекториях, включающих в себя сближение с двумя разными массивными телами (Землей, Луной) и испытывающих воздействие удаленного массивного тела (Солнца). Очевидным направлением повышения эффективности транспортных лунных операций является целенаправленное использование эффектов динамики задач трех- и четырех- тел, что породило новый класс перелетов — низкоэнергетические траектории. Этот термин подразумевает минимальное изменение энергии при перелете между Землей и Луной.

Одним из перспективных для проектирования низкоэнергетических перелетов механизмов являются траектории временного захвата, в частности осуществляющие транзит КА от одного массивного тела к другому. Такие траектории при проектировании лунных миссий начали исследоваться еще в середине прошлого века в работах В.А. Егорова, В.Г. Фесенкова, Девидсона и других.

Транзитные траектории временного захвата могут быть сформированы на основе анализа движения в окрестности точек либрации L1 и L2 [1], в част-

ности такие траектории могут быть сформированы на основе анализа движения по инвариантным многообразиям этих точек либрации или гало-орбит в их окрестности [2, 3]. Анализ точек либрации в ограниченных эллиптической задаче трех тел и эфемеридной задаче четырех тел показывает, что при проходе окрестности точек либрации с околонулевой скоростью транзит возможен только при определенной ориентации вектора скорости [3]. Это позволяет определять подходящие моменты пролета точки либрации или определять минимальную необходимую скорость для транзита в любой заданный момент времени.

Еще одним способом повышения эффективности лунных миссий является использование для их реализации электроракетных двигательных установок (ЭРДУ) с высоким удельным импульсом тяги, что позволяет существенно сократить затраты топлива на перелет. Однако траектории перелета с малой тягой характерны медленным изменением константы энергии, что приводит к значительному увеличению длительности перелета к Луне с низких околоземных орбит. Для сокращения времени перелета при маневрировании около Земли можно использовать разгонный блок для получения промежуточный орбиты. Таким образом на траектории перелета к Луна целесообразно рассмотреть три участка: участок работы большой тяги, участок работы малой тяги и пассивное движение по транзитной траектории временного захвата.

Приводятся численные примеры расчета низкоэнергетических траекторий перелета на окололунную орбиту временного захвата с оптимизацией точки выхода на транзитную траекторию. Анализируется зависимость длительности перелета и доставляемой к Луне массы от характеристик промежуточной орбиты.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-79-10206, https://rscf.ru/project/22-79-10206/

Литература

[1] Conley C.C. Low energy transit orbits in the restricted three-body problems. *SIAM Journal on Applied Mathematics*, 1968, vol. 16, no. 4, pp. 732–746. https://doi.org/10.1137/0116060

[2] Иванюхин А.В., Петухов В.Г. Низкоэнергетические квазиоптимальные траектории с малой тягой к точкам либрации и гало-орбитам. *Космические исследования*, 2022, т. 58, № 2, с. 165–176. https://doi.org/10.31857/S0023420620020053

[3] Иванюхин А.В., Ивашкин В.В., Петухов В.Г., Юн Сон Ук. Проектирование низкоэнергетических перелетов к Луне с малой тягой на траектории временного захвата. *Космические исследования*, 2023, т. 61, № 5, с. 368–381. https://doi.org/10.31857/S0023420623700164

УДК 629.78

Исследование влияния дискретизации и численных ошибок на работу нейросетевой модели при навигации в гравитационном фокусе солнца

Корнеев Кирилл Романович korneev.kr@phystech.edu
Широбоков Максим Геннадьевич shirobokov@phystech.edu
Перепухов Денис Глебович perepukhov.dg@phystech.edu

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Исследуются вопросы, связанные с реализацией нейронной сети на борту космического аппарата, используемой для определения положения космического аппарата относительно фокальной линии солнечной гравитационной линзы. Изучаются устойчивость модели к дискретизации весов нейронной сети и к сбою в работе нейронов. Моделируется ошибка определения положения из-за перечисленных факторов. Исследуется влияние полуширины пятна расплытия и наличия шумов на ошибку определения положения. Для повышения устойчивости и точности в перечисленных условиях используется метод обучения с DropOut слоями.

Ключевые слова: *солнечная гравитационная линза, нейронные сети, обработка изображений, дискретизация, дропаут*

Еще в работах А. Эйнштейна [1] и В.А. Фока [2] было предсказано существование гравитационного линзирования. Свет от удаленных источников преломляется гравитацией массивного объекта и фокусируется на одной линии, называемой фокальной линией. Метод использования этого явления для астрономических наблюдений удаленных экзопланет описан в работе С.Г. Турышева [3]. В этом методе космический аппарат (КА) с телескопом помещается на фокальной линии солнечной гравитационной линзы (СГЛ) на расстоянии более 550 астрономических единиц. Это позволяет наблюдать на фокальной линии изображение экзопланеты в виде кольца Эйнштейна вокруг Солнца. Такой эффект обусловлен сильной интерференцией изображения экзопланеты и уменьшается, если КА находится далеко от фокальной линии. Ввиду возможных ошибок при перемещении КА на заданную позицию возникает задача определения его положения относительно фокальной линии для последующей коррекции.

Задача определения положения КА относительно фокальной линии Солнца была решена в работе [4] с помощью нейросетей, в которой было показано, что точность определения положения в такой модели будет ограничена угловым разрешением матрицы телескопа. При этом неизвестно, каким образом на точность работы модели будут влиять внешние шумы [5], наличие пятна рассеяния [6], а также возможности численных ошибок при работе нейронной сети [7]. Дополнительным осложнением является тот факт, что в реально используемой нейронной сети ожидается использование механизма

дискретизации весов модели [8]. Минимизация потери качества при дискретизации модели является одной из задач данной работы.

Моделирование определения положения и скорости КА осуществляется по следующей схеме: генерируется изображения удаленного источника с эффектом гравитационного линзирования, изображение передается на вход в нейронную сеть, нейронная сеть возвращает обезразмеренное положение КА, фильтр Калмана обрабатывает серию положений КА и предсказывает скорость в каждый момент времени. При этом изображение является чернобелой картинкой размером 400 на 400 пикселей в серых тонах.

Исследование устойчивости нейросетевой модели проводится в несколько этапов. На первом этапе исследуется, какая ошибка определения положения достигается на изображении без применения функции расплытия точки и с ее применением. В последнем случае полуширина пятна расплытия регулируется в широких пределах и выявляется зависимость точности от полуширины. Для каждого случая модель дообучается на данных с измененной полушириной. Вторым этапом исследования является оценка максимально допустимого уровня шумов на изображении. К смоделированному изображению (без функции рассеивания) добавляется дискретный белый шум в диапазоне от нуля до максимальной яркости пикселя на изображении.

Для оценки влияния битовых ошибок в весах нейросетевой модели проводится серия экспериментов по замене нескольких случайных битов в весах модели. С помощью метода Монте-Карло измеряется зависимость корня среднеквадратичной ошибки от числа ошибочных битов. Дополнительно проводится моделирование деградации весов модели со временем. Для этого ошибочные биты добавляются в веса модели по одному, благодаря чему имитируется постепенное накопление ошибок.

Наконец, применяется метод дискретизации весов. Веса модели переводятся в целочисленные, после чего измеряется корень среднеквадратичной ошибки. Такой метод имитирует работу нейросетевой модели на борту КА: для экономии памяти и ускорения вычислений числа с плавающей точкой переводятся в целочисленные.

Для борьбы с вышеупомянутыми потерями точности определения положения КА (а следственно и скорости) применятся обучение модели с так называемыми DropOut слоями [9]. Классический метод подразумевает случайные отключения нейронов для увеличения обобщающей способности модели. В нашем исследовании проверяется, насколько хорошо этот метод подходит в случае указанных причин понижения точности. Для этого число параметров нейросети и вероятность DropOut одиночного нейрона варьируется и строится зависимость для корня среднеквадратичной ошибки.

Таким образом, данная работа делает шаг в изучении практического применения нейронных сетей в задаче автономной навигации. Результаты нашего исследования могут быть использованы для улучшения качества

астрономических наблюдений и расширения наших знаний о удаленных экзопланетах.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 22-71-00051 «Автономное управление космическим аппаратом при полете к фокусу гравитационной линзы Солнца»).

Литература

[1] Einstein A. Die Grundlage der allgemeinen Relativitätstheorie. *Annalen der Physik*, 1916, vol. 354, no. 7, pp. 769–822. https://doi.org/10.1002/andp.19163540702

[2] Фок В.А. *Теория пространства, времени и тяготения*. Москва, Физматгиз, 1961.

[3] Turyshev S.G., Shao M., Alkalai L. et al. Direct Multipixel Imaging and Spectroscopy of an Exoplanet with a Solar Gravity Lens Mission. arXiv, 2020. https://doi.org/10.48550/arXiv.1802.08421

[4] Korneev K., Perepukhov D., Shirobokov M. Prediction of the spacecraft position relatively to the focal line of the solar gravitational lens by neural network. *10th International Conference on Recent Advances in Air and Space Technologies (RAST)*. Istanbul, Turkiye, IEEE, 2023, pp. 1–4. https://doi.org/10.1109/RAST57548.2023.10197903

[5] Turyshev S.G., Toth V.T. Navigating stellar wobbles for imaging with the solar gravitational lens. *Physical Review D*, 2022, vol. 105, no. 4, art. 044012. https://doi.org/10.1103/PhysRevD.105.044012

[6] Turyshev S.G., Toth V.T. Image formation for extended sources with the solar gravitational lens. *Physical Review D*, 2020, vol. 102, no. 2, art. 024038.

[7] Savva A.G., Theocharides T., Nicopoulos C. Robustness of Artificial Neural Networks Based on Weight Alterations Used for Prediction Purposes. *Algorithms*, 2023, vol. 16, no. 7, 322 p. https://doi.org/10.3390/a16070322

[8] Jacob B., Kligys S., Bo Chen et al. Quantization and Training of Neural Networks for Efficient Integer-Arithmetic-Only Inference. arXiv, 2017.

[9] Srivastava N., Hinton G., Krizhevsky A. et al. Dropout: a simple way to prevent neural networks from overfitting. *Journal of Machine Learning Research*, 2014, vol. 15, no. 56, pp. 1929–1958.

УДК 629.78

Двухимпульсный межорбитальный перелет на основе решения задачи Ламберта с оптимизацией времени перелета

Иванюхин Александр Викторович[1, 2] ivanyukhin.a@yandex.ru
Кравченко Вадим Сергеевич[1, 2]

[1] *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)*

[2] *РУДН*

Представлен алгоритм решения задачи оптимального двухимпульсного перелета между произвольными орбитами за оптимальное время, построенный аналогично алгоритмам решения задачи Ламберта. Предложенная методика базируется на формулировки соответствующей задачи на экстремум и позволяет включить оптимизацию времени перелета для уменьшения суммарного импульса скорости в общий алгоритм решения. Для полученного алгоритма проводится сравнение вычислительной сложности с решением подобной задачи на основе многократного решения задачи Ламберта. Приводятся примеры решения задачи перелета между некомпланарными эллиптическими орбитами.

Ключевые слова: *импульсный перелет, задача Ламберта*

Задача Ламберта была сформулирована в работах Ламберта и Эйлера для определения орбит небесных тел. Традиционная задача Ламберта формулируется как двухточечная краевая задача в рамках модели двух тел, в которой известны вектора положения в два разных момента времени и соответственно время перелета между ними. Так как задача двух тел допускает аналитическое решение краевая задача сводится к одному нелинейному уравнению, связывающему время перелета и параметры орбиты. Это уравнение следует из уравнения Кеплера, и может быть представлено в различной форме: через кеплеровские элементы, регулярные переменные (например, KS-переменные) или в обобщенном виде через специальные функции. Существует большое количество методов решения задачи Ламберта, отличающихся формой записи уравнения, численным методом его решения или правилом выбора начального приближения. Типичное время решение задачи Ламберта очень мало.

В практической космонавтике задача Ламберта может служить для определения элементарного двухимпульсного перелета, на основе которого может строиться уже более сложная схема перелета. Так с помощью решения задачи Ламберта проводится оптимизация импульсных межорбитальных перелетов, определяются гиперболические избытки скорости и окна старта межпланетных миссий и многое другое. При этом, в задачах оптимизации, построенных на основе решения задачи Ламберта, приходится подбирать время перелета которое связано с орбитальными параметрами чрез уравнение Кеплера. Обычно это происходит путем надстройки над задачей Ламберта численного метода оптимизации, например, градиентного типа. Это уже значительно по-

вышает вычислительную сложность, так как на каждом шаге оптимизации необходимо решать нелинейное уравнение Кеплера. Целесообразно рассмотреть постановку аналогичную задаче Ламберта, но предусматривающую оптимизацию параметров перелета исходя из минимума суммарного импульса скорости при отсутствии заданного времени перелета. Это открывает возможность построить новый алгоритм решения не связанный с решением уравнения Кеплера.

В данной работе такой алгоритм построен для минимизации суммарного импульса скорости на двухимпульсный перелет. Получено условие минимума затрат характеристической скорости для двухимпульсного перелета с величиной константы площадей в качестве независимой переменной в виде алгебраического уравнения. Такой выбор независимой переменной позволил разработать эффективный численный метод решения поставленной задачи по вычислительной сложности сопоставимый с решением задачи Ламберта. На основе известной константы площадей можно легко определить компоненты вектора скорости в декартовой системе координат [1], а с их помощью легко определить необходимое время на перелет между заданными точками. Достаточно эффективно с точки зрения объема вычислений использовать для этого уравнение Кеплера в форме Лагранжа [2].

Для полученного алгоритма проведено сравнение вычислительной сложности с решением подобной задачи на основе многократного решения задачи Ламберта. Рассматриваются примеры решения задачи перелета между некомпланарными эллиптическими орбитами.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-19-00329, https://rscf.ru/project/22-19-00329/

Литература

[1] Bate R.R., Mueller D.D., White J.E. *Fundamentals of Astrodynamics*. New York, Dover Publications, 1971.

[2] Prussing J.E., Conway B.A. *Orbital mechanics*. USA, Oxford University Press, 1993.

УДК 531

О движении вдоль троса космического аппарата с неидеальным солнечным парусом

Васькова Варвара Сергеевна vsvaskova@yandex.ru
Родников Александр Владимирович rodnikovav@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

В [1] была установлена принципиальная возможность перемещения небольших грузов вдоль троса, соединяющего две близко расположенные гелиоцентрические космические станции с помощью космического аппарата (КА), оснащенного солнечным парусом (СП). При этом поверхность паруса представлялась идеально отражающим зеркалом, поэтому перемещение груза массой 0,1–1 т на расстояние 2–200 км при парусности 1–100 м^2/кг, как правило, оказывалось возможно за время, не превышающее нескольких часов.

Ключевые слова: *солнечный парус, коэффициент отражения, космическая тросовая система, гелиоцентрическая космическая станция, односторонняя связь*

В настоящей работе задача решается в предположении, что поверхность СП неидеальна и частично или полностью поглощает солнечный свет. При этом, как и раньше, трос принимается невесомым и нерастяжимым, с длиной, превышающей расстояние между станциями. В частности, устанавливается, что даже если поверхность СП является абсолютно черной, а сам парус ориентирован ортогонально солнечным лучам, задача перемещения между станциями реализуема за время, менее чем вдвое большее, чем в аналогичной ситуации для идеального паруса той же площади и длины.

В рассматриваемой ситуации движение КА ограничено некоторым эллипсоидом вращения с большой полуосью, равной половине длины троса и фокусами в точках его закрепления. Если ограничиться движениями в плоскости орбиты станций, то наискорейшее перемещение КА будет происходить по сечению этого эллипсоида, причем по наиболее отдаленной от Солнца дуге. Поиск положения СП, обеспечивающего максимально возможное ускорение КА относительно станций при движении по этой дуге, приводит к решению некоторого кубического уравнения с коэффициентами, зависящими от коэффициента отражения и положения КА. При этом оказывается, что необходимый угол наклона нормали к СП находится между углом, соответствующим оптимальному положению идеального паруса, и углом, соответствующим рекомендациям по выбору положения паруса килевого парусного судна при движении под углом к ветру. Причем на заключительном участке движения, то есть при подлете к целевой станции, СП не может создавать ускорение, направленное в сторону движения. Этот участок тем больше, чем меньше коэффициент отражения материала паруса, но в любом случае не превосходит половины упомянутой дуги.

Интегрируя уравнения движения КА при заданном коэффициенте отражения, можно определить оптимальную длину троса, при которой реализуется минимально возможная продолжительность движения КА между станциями, например, в случае, когда движение начинается и заканчивается с нулевой скоростью. Продолжительность, естественно, оказывается больше, чем в случае с идеальным СП, но практически всегда остается приемлемой, т. е. порядка нескольких часов при перемещении на несколько километров.

Одной из проблем, препятствующих практической реализации больших космических тросовых систем, являются большие нагрузки, которые должен выдержать трос. Однако, в рассматриваемой ситуации, благодаря незначительности сил инерции, объективной малости силы солнечного давления, и, как следствие, из-за небольших величин относительных скоростей, сила натяжения троса оказывается достаточно малой. Максимальная сила натяжения, необходимая для перемещения 1 т на расстояние нескольких километров не превосходит 10 Н, что подтверждает как предположение о фактической невесомости и нерастяжимости троса, так и принципиальную возможность практической реализации проекта в целом.

Литература

[1] Васькова В.С., Родников А.В. Модельная задача о движении по леерной связи под солнечным парусом. XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, т. 1, с. 286–287.

УДК 531.36

Исследование движения твердого тела относительно неподвижной точки с использованием переменных Андуайе — Депри

Игнатов Александр Иванович ignatov@bmstu.ru
Иванов Георгий Алексеевич georgyivanov1911@gmail.com
Коломиец Ева Сергеевна kolomietses@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрено два случая движения твердого тела относительно неподвижной точки (центра масс): свободное движение (случай Эйлера — Пуансо) и движение под влиянием потенциального силового поля (гравитационного поля Земли). Для обоих случаев приведены уравнения движения твердого тела в гамильтоновой форме в переменных Андуайе — Депри, а также соотношения для пересчета начальных условий для уравнений движения Эйлера в переменные Андуайе — Депри. Показаны результаты численного моделирования вращения твердого тела соответствующее движению характеризующего его трехосного эллипсоида инерции по сепаратрисе в случае Эйлера — Пуансо, а также движению близкому к движению по сепаратрисе при воздействии потенциального силового поля.

***Ключевые слова**: сферическое движение тела, движение Эйлера — Пуансо, переменные Андуайе — Депри, геометрическая интерпретация Пуансо*

В работе рассматривается классическая задача движения твердого тела относительно неподвижной точки (центра масс) [1], иначе называемого сферическим движением твердого тела. Массово-инерционные характеристики тела задаются главными центральными моментами инерции, не равными между собой. В общем случае такое движение описывается системой динамических уравнений Эйлера, записываемых в проекциях на оси жестко связанной с телом системы координат, образованной его главными центральными осями инерции. Изменение ориентации связанной с телом системы координат относительно некоторой выбранной инерциальной системы координат описывается с помощью уравнений Пуассона (система уравнений Эйлера — Пуассона [2]). В работе рассмотрено свободное движение тела (случай Эйлера — Пуансо), а также эволюция его движения [3] под влиянием потенциального силового поля (в частности, гравитационного поля Земли). В случае движения Эйлера — Пуансо начальные условия уравнений движения задаются таким образом, что рассматриваемое твердое тело совершает движение, соответствующее движению его эллипсоида инерции по сепаратриссе (согласно геометрической интерпретации Пуансо). Под воздействием потенциального силового поля при тех же начальных условиях тело совершает движение близкое к движению по сепаратриссе, к подобным движениям тела относится и «эффект Джанибекова». Чтобы численно промоделировать такие движения

удобнее всего использовать переменные Андуайе — Депри [2, 4, 5], что связано с достижением необходимой точности численного интегрирования уравнений движения. Однако недостатком использования канонических уравнений движения в переменных Андуайе — Депри является их довольно громоздкая форма записи.

В работе показан переход от уравнений движения в форме Эйлера — Пуассона к уравнениям движения в гамильтоновой форме и далее переход к уравнениям движения в канонических переменных Андуайе — Депри. Приведены соотношения для пересчета начальных угловых скоростей и углов ориентации тела в начальные значения переменных Андуайе — Депри. Для случая движения тела под воздействием потенциального силового поля приведены аналитические зависимости для расчета частных производных силовой функции поля по переменным Андуайе — Депри, используемых в уравнениях движения записанных в канонической форме. Также в представленной работе, для элементов матрицы направляющих косинусов, определяющей ориентацию жестко связанной с рассматриваемым телом системы координат относительно инерциальной системы координат, получены аналитические зависимости от переменных Андуайе — Депри.

В работе приведены результаты численного моделирования движения твердого тела в обоих рассмотренных случаях. Моделирование движения проводилось с помощью пакета Matlab Simulink. В качестве результатов представлены графики зависимостей от времени компонентов вектора угловой скорости и углов ориентации тела относительно осей выбранной инерциальной системы координат. Также в качестве результатов показаны полодии на поверхности эллипсоида инерции тела и приведены кривые на фазовом портрете системы в переменных Андуайе — Депри отвечающие обоим случаям рассматриваемого движения.

Литература

[1] Виттенбург Й. *Динамика систем твердых тел*. Москва, Мир, 1980.

[2] Архангельский Ю.А. *Аналитическая динамика твердого тела*. Москва, Наука, 1977.

[3] Черноусько Ф.Л., Акуленко Л.Д., Лещенко Д.Д. *Эволюция движения твердого тела относительно центра масс*. Москва, Ижевск, Институт компьютерных исследований, 2015.

[4] Садов Ю.А. Переменные действие — угол в задаче Эйлера — Пуансо. *Препринт ИПМ им. М.В. Келдыша АН СССР*, 1970, № 22, 28 с.

[5] Козлов В.В. Геометрия переменных «действие — угол» в задаче Эйлера — Пуансо. *Вестник Московского университета*, 1974, № 5, с. 74–79.

УДК 629.78

Двухуровневая схема оптимизации перелета Земля — Марс малого космического аппарата по гибридной схеме с электрореактивной двигательной установкой

Корнеев Кирилл Романович korneev.kr@phystech.edu
Овчинников Михаил Юрьевич ovchinni@keldysh.ru
Перепухов Денис Глебович perepukhov.dg@phystech.edu
Трофимов Сергей Павлович trofimov@keldysh.ru

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Предложена двухуровневая процедура оптимизации траектории перелета Земля — Марс малого космического аппарата с электрореактивной двигательной установкой. Решение задачи оптимального управления находится с помощью принципа максимума Понтрягина, причем используются полученные экспериментально параметры двигательной установки и учитывается необходимость дополнительных затрат рабочего тела на парирование эксцентриситета тяги. Осуществляется гладкая сшивка межпланетного участка траектории с траекторией скрутки на околомарсианскую орбиту. В исследовании показывается связь между величиной гиперболического избытка скорости и числом активных участков траектории.

Ключевые слова: *малый космический аппарат, электрореактивная двигательная установка, траектория перелета, принцип максимума Понтрягина*

Исследование Марса и других планет Солнечной системы с помощью малых космических аппаратов (МКА) может стать перспективным направлением развития отечественной космонавтики, особенно в свете приостановки программы ЭкзоМарс. На текущем этапе рассматривается возможность разработки, создания и запуска межпланетного МКА к Марсу на базе микроплатформы, прорабатываемой с участием Института космических исследований РАН, АО «Российские космические системы», АО ОКБ «Факел» и Института прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН [1].

Для анализа возможностей по использованию в такой миссии двигательной установки малой тяги прорабатывается сценарий гибридного запуска МКА с его выведением на отлетную траекторию с помощью разгонного блока (РБ). На микроплатформе рамной конструкции разработки АО «РКС» размещается объединенная двигательная установка (ОДУ) малой тяги, позволяющая в случае необходимости осуществить доразгон МКА после отделения от РБ для достижения орбиты Марса и обеспечить маневр выхода на целевую орбиту вокруг планеты. В состав ОДУ производства АО ОКБ «Факел» входят два электрореактивных двигателя SPT-50M [2], арматура, клапаны, баки с ксеноном, газовые электронагревные двигатели (ГД) ЭНД-10 и блок СПУ. В качестве источника электропитания используются солнечные батареи. В состав полезной нагрузки входят телескоп для проведения исследований

Солнца на межпланетном участке и ВУФ-УФ камеры для проведения исследований на орбите вокруг Марса.

Система управления состоит из ОДУ и ее блока управления, баков с ксеноном и блока маховиков. Маршевый двигатель SPT-50M обладает тяговым усилием до 25 мН при потребляемой мощности от 200 до 450 Вт. Четыре бака по 8 л, вмещающие до 64 кг ксенона при массе конструкции баков 13.2 кг, обеспечивают работу ОДУ. Сухая масса МКА при этом составляет 92 кг.

При длительной работе маршевого двигателя нужно обеспечивать курсовую стабильность ориентации МКА. Для этого используется система ориентации с исполнительными элементами на основе маховиков и газовых электронагревных двигателей. При прочих равных условиях предпочтительнее ОДУ на ксеноне, как имеющая наименьший набор элементов, объем и стоимость. Из-за низкого удельного импульса тяги ГД для системы ориентации потребуется до 30 % общего запаса газа. Столь высокий расход ксенона потребовал пересмотра методологий парирования эксцентриситета вектора тяги маршевого двигателя с помощью ГД.

Методы решения задач оптимизации траекторий с малой тягой разделяются на две категории: прямые и непрямые. Прямые методы оптимизации подразумевают разбиение перелета на конечное число участков, что позволяет представить траекторию и функцию управления в виде конечномерных векторов значений в узлах временно́й сетки. Альтернативным подходом является использование непрямых методов, которые сводят задачу к краевой при помощи необходимых условий оптимальности. Такие условия содержит принцип максимума Понтрягина (ПМП) [3]. Для решения получающейся краевой задачи ПМП популярно применять гомотопическое продолжение по параметру [4, 5]. Также для случая комбинированной тяги используются методы сквозной оптимизации [6].

В работе предлагается двухуровневый процесс оптимизации траектории. На первом этапе проводится построение оптимальной траектории перелета МКА с учетом известных из экспериментов зависимостей параметров двигателя от доступной мощности и массово-энергетических характеристик аппарата. Закладывается дополнительный расход ксенона, требуемый системой управления ориентации МКА. Задача минимизации расхода ксенона при перелете сводится к краевой, решение которой определяется вектором сопряженных переменных в начальный момент времени. Решение краевой задачи ПМП находилось в настоящей работе с помощью метода внутренней точки [7]. На втором уровне оптимизации происходит сшивка межпланетной траектории и спиральной траектории скрутки у Марса, а также оптимизируется величина гиперболического избытка скорости при отлете от Земли. Кроме того, ищутся оптимальные значения времени перелета и положения Марса в момент выхода МКА на орбиту вокруг планеты. Таким образом, задача сводится к поиску конечномерного вектора параметров, минимизирующего суммарный расход ксенона, с помощью одного из стандартных методов нелинейного программирования.

В результате исследования была обнаружена связь между величиной гиперболического избытка и количеством активных участков траектории. При оптимизации этой величины удалось достичь значительного снижения расхода ксенона относительно случая фиксированного гиперболического избытка. Кроме того, после завершения перелета и скрутки остается запас ксенона, который может быть использован при необходимости для дополнительных маневров вблизи Марса. Полученные результаты имеют важное значение для предварительного проектирования марсианских миссий.

Литература

[1] Перепухов Д.Г., Трофимов С.П., Петрукович А.А. и др. Миссия на Марс на базе МКА с ЭРДУ. Идеи Циолковского в теориях освоения космоса. *58-е Научные чтения, посвященные разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского*. Матер. конф. Калуга, Эйдос, 2023, ч. 1, с. 43–47.

[2] Абраменков Г.В., Вертаков Н.М., Дронов П.А., Каплин М.А., Приданников С.Ю. Ракетные двигатели АО «ОКБ «Факел» для космических аппаратов — опыт летного применения и новые разработки. *Космическая техника и технологии*, 2023, т. 43, № 4, с. 13–30.

[3] Понтрягин Л.С. и др. *Математическая теория оптимальных процессов*. Москва, Наука, 1976.

[4] Pérez-Palau D., Epenoy R. Fuel optimization for low-thrust Earth — Moon transfer via indirect optimal control. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2018, vol. 130, no. 2, art. 21, 29 p. https://doi.org/10.1007/s10569-017-9808-2

[5] Петухов В.Г. Метод продолжения для оптимизации межпланетных траекторий с малой тягой. *Космические исследования*, 2012, т. 50, № 3, с. 258–270.

[6] Samokhin A., Samokhina M., Grigoriev I., Zapletin M. The optimization of interplanetary flight to Phobos with a jet engine of combined low and high limited thrust. *Advances in the Astronautical Sciences*, 2020, vol. 170, pp. 213–227.

[7] Nocedal J., Wright S.J. *Numerical Optimization*. Springer New York, 2006.

УДК 629.78

Мульти-спутниковая группировка Московского университета: динамика баллистических характеристик и результаты магнитосферных и астрофизических исследований

Свертилов Сергей Игоревич [1,2]
Богомолов Виталий Владимирович [1,2]
Овчинников Михаил Юрьевич [3]
Иванов Данил Сергеевич [3]
Июдин Анатолий Федорович [1]
Оседло Владислав Ильич [1]

[1] *Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова*

[2] *Научно-исследовательский институт ядерной физики имени Д.В. Скобельцына*

[3] *Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН*

В настоящее время в рамках космического проекта Московского университета «Созвездие-270» осуществляется развертывание группировки наноспутников формата кубсат, с помощью которой должен быть реализован в режиме близком к реальному времени мониторинг космической радиации и электромагнитных транзиентов. К настоящему времени запущено 18 космических аппаратов формата кубсат с полезной нагрузкой Московского университета, к 2025 г. предполагается довести количество спутников на орбите до 20 и более.

Ключевые слова: *наноспутник, мониторинг космической радиации, определение ориентации*

Рассматриваются возможности использования группировки нано-спутников типа кубсат для мониторинга космической радиации и электромагнитных транзиентов в околоземном космическом пространстве. Показано, что малоразмерные космические аппараты в формате «спутник-прибор» являются эффективным инструментом для получения количественных данных о пространственных, временных и энергетических характеристиках быстропротекающих радиационных и электромагнитных процессах с локализацией их источников. Также рассматриваются особенности динамики баллистических характеристик спутников группировки, запущенных в июне 2023 г., в том числе изменение их взаимного положения в пространстве, возможности определения ориентации аппаратов по данным бортовых магнитометров.

УДК 629.78

Высокоапогейное развертывание многоплоскостной лунной группировки с использованием однопусковой схемы выведения

Глазунова Ирина Алексеевна[1] glazunova.ia@phystech.edu
Трофимов Сергей Павлович[1] trofimov@keldysh.ru
Целоусова Анастасия Александровна[1] tselousova@keldysh.ru
Овчинников Михаил Юрьевич[1] ovchinni@keldysh.ru
Дронов Павел Александрович[2] dronov_pa@fakel-russia.com
Приданников Сергей Юрьевич[2] pridannikov@fakel-russia.com
Нестеренко Александр Никитович[2] nesterenko@fakel-russia.com
Толстель Олег Владимирович[2] tolstel@fakel-russia.com

[1] *Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН*

[2] *АО Опытное конструкторское бюро «Факел»*

Предложена схема однопускового развертывания многоплоскостной лунной констелляции с перелетом по низкоэнергетическим траекториям, использующим гравитацию Солнца. Построен пример развертывания навигационной констелляции на высоких окололунных орбитах в трех орбитальных плоскостях. Соответствующие импульсы преобразованы в протяженные активные участки с учетом характеристик отечественных двигательных установок малой тяги. На основе оценок затрат характеристической скорости сделаны выводы о возможности экономичного однопускового развертывания констелляции в несколько орбитальных плоскостей вокруг Луны.

Ключевые слова: *многоплоскостная лунная констелляция, однопусковая схема выведения, низкоэнергетическая траектория, перелет к Луне, двигательная установка малой тяги*

Исследование Луны и окололунного пространства является одним из приоритетных направлений Федеральной космической программы России. В ближайшем будущем планируется развертывание лунной инфраструктуры, состоящей из различных модулей на поверхности Луны и окололунных орбитах. Для их регулярного функционирования необходимо создать систему непрерывной спутниковой связи и навигации на базе группировок космических аппаратов (КА) на орбитах вокруг Луны.

Для развертывания околоземной констелляции используется отдельный запуск группы КА для каждой орбитальной плоскости, однако в случае Луны такой способ является экономически крайне невыгодным, так как лунные миссии редкие и дорогостоящие. В связи с этим возникает идея запуска единой материнской платформы со всеми КА с последующим их отделением в течение перелета и выведением на окололунные орбиты в разные плоскости. Для осуществления такой схемы развертывания стандартные быстрые траектории перелета непригодны, так как изменение орбитальной плоскости

включением двигателя требует очень много топлива. Поэтому предлагается использовать низкоэнергетические траектории.

В настоящей работе рассматриваются низкоэнергетические траектории, использующие гравитацию Солнца (Sun-assisted lunar transfer trajectories, SALT) [1], также известные в зарубежной литературе, как weak stability boundary trajectories или ballistic lunar transfers [2, 3], а в отечественной — как обходные траектории [4]. Следуя по такой траектории, КА удаляется от системы Земля — Луна более, чем на 1 млн км, где гравитация Солнца поднимает перигей его орбиты, а затем направляется к Луне для последующего баллистического захвата. По сравнению с высокоэнергетическими траекториями, время перелета увеличивается от нескольких дней до нескольких месяцев, однако расход топлива значительно уменьшается. SALT-траектории уже были успешно использованы в нескольких лунных миссиях: Hiten (JAXA, 1990), GRAIL (NASA, 2011), CAPSTONE (NASA, 2022), Danuri (KARI, 2022), Hakuto-R (ispace, 2022).

Ранее было показано, что SALT-траектории чувствительны к малым воздействиям, то есть за счет приложения небольших корректирующих импульсов в течение перелета возможно значительное изменение наклонения и долготы восходящего узла финальной окололунной орбиты, поэтому такие траектории могут быть использованы для однопускового развертывания лунной констелляции [5]. В данной работе рассматривается следующая схема развертывания. Материнская платформа, несущая блоки КА, в результате отлетного импульса переводится с опорной околоземной орбиты на номинальную SALT-траекторию. В течение перелета блоки КА последовательно отделяются от платформы, и траектория каждого блока корректируется малым импульсом для выхода в заданную орбитальную плоскость. После выхода на окололунную орбиту КА отделяются от блоков, и их орбиты скругляются.

В импульсном приближении строится пример развертывания навигационной лунной констелляции на высоких орбитах в трех орбитальных плоскостях. В качестве средства выведения материнской платформы на номинальную SALT-траекторию рассматривается разгонный блок «Фрегат» [6]. Затем рассчитанные импульсы преобразуются в протяженные активные участки. Для определенности предполагается, что блоки КА оснащены электротермокаталитическими двигателями ТК-500М, а все космические аппараты — стационарными плазменными двигателями СПД-50М разработки АО «ОКБ «Факел» [7]. Оцениваются затраты характеристической скорости и эффективность предложенной схемы развертывания. Результаты сравниваются с другой недавно опубликованной низкоэнергетической схемой, не использующей гравитацию Солнца и вместо этого предполагающей разделение аппаратов в окрестности точки либрации L1 системы Земля — Луна [8].

Литература

[1] Tselousova A., Trofimov S., Shirobokov M., Ovchinnikov M. Geometric Analysis of Sun-Assisted Lunar Transfer Trajectories in the Planar Bicircular Four-Body Model. *Applied Sciences*, vol. 13, no. 8, 2023, art. 4676, 24 p. https://doi.org/10.3390/app13084676

[2] Belbruno E., Miller J. Sun-Perturbed Earth-to-Moon Transfers with Ballistic Capture. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 1993, vol. 16, pp. 770–775. https://doi.org/10.2514/3.21079

[3] Parker J.S., Born G.H. Modeling a Low-Energy Ballistic Lunar Transfer Using Dynamical System Theory. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2008, vol. 45, pp. 1269–1281. https://doi.org/10.2514/1.35262

[4] I vashkin V.V. On Trajectories of Earth-Moon Flight of a Particle with Its Temporary Capture by the Moon. *Doklady Physics*, 2002, vol. 47, pp. 825–827. https://doi.org/10.1134/1.1526433

[5] Glazunova I., Trofimov S., Tselousova A. Single-Launch Deployment of Lunar Constellations from a Sun-Assisted Lunar Transfer Trajectory. *Proceedings of the 74th International Astronautical Congress*, Baku, Azerbaijan, October 2–6, 2023, 18 p.

[6] *НПО им. С.А. Лавочкина. Разгонные блоки «Фрегат»*. URL: https://www.laspace.ru/ru/activities/products/sredstva-vyvedeniya/razgonnye-bloki-fregat-/ (дата обращения 10.11.2023).

[7] Абраменков Г.В., Вертаков Н.М., Дронов П.А., Каплин М.А., Приданников С.Ю. Ракетные двигатели АО «ОКБ «Факел» для космических аппаратов — опыт летного применения и новые разработки. *Космическая техника и технологии*, 2023, № 4 (43), с. 13–30.

[8] Carletta S. A Single-Launch Deployment Strategy for Lunar Constellations. *Applied Sciences*, 2023, vol. 13, art. 5104, 17 p. https://doi.org/10.3390/app13085104

УДК 629.78+521.3

Вывод и поддержание тетраэдральной формации малых космических аппаратов для исследования магнитосферы Земли

Суслов Кирилл Сергеевич[1] suslov.ks@phystech.edu
Шестаков Сергей Алексеевич[1] shestakov.sa@gmail.com
Широбоков Максим Геннадьевич[1] shirobokov@keldysh.ru
Овчинников Михаил Юрьевич[1] ovchinni@keldysh.ru
Богачев Сергей Александрович[2] bogachev.sergey@gmail.com
Дронов Павел Александрович[3] dronov_pa@fakel-russia.com
Приданников Сергей Юрьевич[3] Pridannikov@fakel-russia.com
Нестеренко Александр Никитович[3] Nesterenko@fakel-russia.com
Толстель Олег Владимирович[3] tolstel@fakel-russia.com

[1] *Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН*

[2] *Институт космических исследований РАН*

[3] *АО Опытное конструкторское бюро «Факел»*

Работа посвящена баллистическому анализу миссии по измерению магнитных полей и электрических токов в магнитосфере Земли с использованием формации, состоящей из четырех малых космических аппаратов. Описываются схемы оптимального вывода формации с геопереходной на высокоэллиптическую полярную орбиту, а также поддержания тетраэдральной конфигурации на протяжении нескольких месяцев. Анализируются время перелета, затраты топлива и моторное время в зависимости от высоты рабочей орбиты и размера формации.

Ключевые слова: *малый космический аппарат, формация, орбитальное движение, метод усреднения, магнитосфера Земли*

Малые космические аппараты (МКА) являются перспективной платформой для космических экспериментов прикладного и фундаментального научного назначения. Группировка МКА, оснащенная средствами измерения магнитного поля Земли, может использоваться в задаче исследования магнитосферы Земли, а также магнитосферных электрических токов. В настоящее время специалистами ИКИ РАН и в ИСЗФ СО РАН разработан малоразмерный магнитометр для работы на аппаратах типа CubeSat [1], проходят его летные испытания. Для измерения электрических токов может использоваться группировка из четырех МКА, расположенных в форме тетраэдра и выполняющих групповые измерения в окрестности линии Земля — Солнце [2]. Цель данной работы — анализ возможности вывода и поддержания таких формаций малых аппаратов с использованием существующей элементной базы.

Миссии по исследованию магнитосферы Земли с использованием формаций такого типа ранее реализовались на базе крупных КА [3]. Аппараты выво-

дились на близкие высокоэллиптические орбиты с одинаковым периодом, и один раз за виток образовывали конфигурацию в виде тетраэдра с необходимыми размерами для проведения совместных измерений. Схожая схема миссии рассматривается в данной работе за исключением того факта, что рассмотренные в [3] траектории не применимы к малым аппаратам. Электрореактивные двигатели, используемые в качестве маршевых двигателей на малых КА, обладают высоким удельным импульсом, что позволяет снизить расход топлива на вывод группировки на рабочую орбиту. В то же время значительно меньшая по сравнению с жидкостными реактивными двигателями тяга приводит к тому, что траектории перелета представляют собой многовитковые спирали, а время перелета варьируется от десятков до сотен суток.

Многовитковые траектории вывода формации на рабочую орбиту рассчитываются с использованием зарекомендовавшего себя метода усреднения [4, 5]. Большое количество витков приводит к тому, что задача оптимизации обладает высокой чувствительностью к начальному приближению, что приводит к проблемам со сходимостью к решению. Использование метода усреднения позволяет упростить и регуляризовать орбитальное движение аппаратов. Решение в усредненной модели аппроксимирует оптимальную многовитковую траекторию с высокой точностью и может быть использовано в качестве начального приближения для получения точного решения в полной модели движения.

В работе предлагается схема вывода и поддержания тетраэдральной формации, состоящей из четырех МКА. Орбитой старта является геопереходная орбита. В качестве рабочих орбит рассматриваются высокоэллиптические полярные орбиты с высотой перицентра 13600 км и высотами апоцентра от 30 до 110 тыс. км. Рассматривается двигательная установка как на базе перспективного холловского двигателя Д-18, так и других двигателей разработки АО ОКБ «Факел» [6]. Проводится анализ зависимости времени вывода, а также затрат топлива и моторного времени двигателя от высоты апоцентра рабочей орбиты. Анализируется эволюция тетраэдральной формации на рабочей орбите при наличии возмущений.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 23-72-30002).

Авторы благодарят В.А. Шувалова за полезные обсуждения.

Литература

[1] Богачев С.А., Головин А.А., Дятков С.Ю., Егорочкин К.А., Кириченко А.С., Кузин С.В., Перцов А.А., Тененбаум С.М., Шаханов А.Е. Малоразмерный космический магнитометр для наноспутника «Ярило» № 3. *Космонавтика и ракетостроение*, 2023, № 1 (130), с. 123–134.

[2] Богачев С.А., Овчинников М.Ю., Шувалов В.А., Суслов К.С., Шестаков С.А. Измерение магнитных полей и электрических токов в магнитосфере Земли с использованием

специальных орбитальных построений малых КА. *Идеи Циолковского в теориях освоения космоса. 58-е Научные чтения, посвященные разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Матер. конф.* Калуга, Эйдос, 2023, ч. 1, с. 49–64.

[3] Escoubet C., Schmidt R., Goldstein M. Cluster — Science and mission overview. *Space Science Reviews*, 1997, vol. 79, pp. 11–32. https://doi.org/10.1023/A:1004923124586

[4] Hudson J.S., Scheeres D.J. Orbital Targeting Using Reduced Eccentric Anomaly Low-Thrust Coefficients. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2011, vol. 34 (3), pp. 820–831. https://doi.org/10.2514/1.51336

[5] Suslov K., Shirobokov M., Trofimov S., Ovchinnikov M. Approximate closed-form solution of the periodically perturbed two-body problem with application to low-thrust optimization. *Proceedings of 74th International Astronautical Congress*, 2–6 October 2023, Baku, Azerbaijan, paper IAC-23.C1.7.9, 9 p.

[6] Абраменков Г.В., Вертаков Н.М., Дронов П.А., Каплин М.А., Приданников С.Ю. Ракетные двигатели АО «ОКБ «Факел» для космических аппаратов — опыт летного применения и новые разработки. *Космическая техника и технологии*, 2023, № 4 (43), с. 13–30.

УДК 521

Устойчивость относительных равновесий в плоской ограниченной задаче четырех тел

Байков Александр Евгеньевич alexander@baikov.org

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Исследуется движение двух пассивно гравитирующих тел (планет или астероидов) в поле притяжения двух основных тел (звезд). Массы планет равны и между ними действуют силы притяжения. Основные тела одной массы вращаются по круговой орбите вокруг общего центра масс O. Найден класс движений планет, когда центр масс планет перемещается вдоль нормальной к плоскости орбиты основных тел прямой, проходящей через O. Введен малый параметр ε как отношение массы планеты к массе звезды. Получены относительные (в синодической системе) положения равновесия планет в виде ряда по ε. Исследована их устойчивость по Ляпунову при возмущениях в плоскости орбиты звезд.

Ключевые слова: *задача четырех тел, относительное равновесие, устойчивость, центральная конфигурация*

Задаче поиска и анализа устойчивости центральных конфигураций в задаче N тел посвящено огромное число работ, начиная с классических результатов Эйлера и Лагранжа. Не всегда, но довольно часто исследователи работают в ограниченной постановке, когда есть два основных тела, движущихся по Кеплеровой орбите, и несколько пассивно гравитирующих тел. Так, в [1–7] рассматривалась задача четырех тел в ограниченной постановке. Центральной конфигурацией называется относительные равновесие системы тел, такое, что результирующая сила для каждого тела направлена к центру масс системы.

Рассмотрим два основных тела (две звезды) одной массы M, которые движутся вокруг общего центра масс по круговой орбите радиуса a. Наряду с ними рассмотрим два маленьких тела A и B (две планеты) одной массы m, движущиеся произвольно в пространстве. Будем считать, что $m \ll M$, поэтому планеты на звезды не влияют. Однако, планеты испытывают взаимное притяжение. Ранее эта постановка рассматривалась в [8]. Прежде мы укажем один новый класс движения, когда центр масс планет перемещается вдоль нормальной к плоскости орбиты основных тел прямой, а вектор $\mathbf{BA}$ остается ортогональным этой прямой (инвариантное многообразие «гравитационный пропеллер»). В частности, этот класс движения включает движения планет в плоскости орбиты звезд.

Исследуем движение планет в плоскости орбиты основных тел. Для получения уравнений движения введем две системы координат: 1) $O\xi\eta\zeta$ — инерциальная система координат, где $O\xi\eta$ — плоскость движения звезд; 2) $Oxyz$ — синодическая система координат, в которой ось Ox соединяет основные тела

все время движения. Будем описывать положения планет A и B координатами их центра масс ξ_C, η_C в инерциальной системе координат, расстоянием 2ρ между планетами и углом φ между вектором **BA** и осью $O\xi$. Кинетическая энергия планет имеет вид:

$$T = m\left(\dot{\xi}_C^2 + \dot{\eta}_C^2 + \dot{\rho}^2 + \rho^2\dot{\varphi}^2\right).$$

Силовая функция системы планет складывается из трех частей: $U = U_{AB} + U_A + U_B$, где $U_{AB} = f\dfrac{m^2}{2\rho}$ — часть, обусловленная взаимным притяжением планет, $U_A = fmM\left(\dfrac{1}{r_{A1}} + \dfrac{1}{r_{A2}}\right)$ — часть, связанная с притяжением планеты A основными телами, а третья часть $U_B = fmM\left(\dfrac{1}{r_{B1}} + \dfrac{1}{r_{B2}}\right)$ связана с притяжением планеты B основным телами. Здесь f — гравитационная постоянная, r_{A1} (r_{A2}) — расстояние от планеты A до первой (второй) звезды, r_{B1} (r_{B2}) — расстояние от планеты B до первой (второй) звезды. Уравнения движения центра масс планет имеют общий вид

$$\ddot{\xi}_C = \frac{1}{2m}\frac{\partial U}{\partial \xi_C};\ \ \ddot{\eta}_C = \frac{1}{2m}\frac{\partial U}{\partial \eta_C}. \tag{1}$$

Уравнения Лагранжа для полярных координат ρ, φ, описывающие положения планет относительно их центра масс:

$$\ddot{\rho} - \rho\dot{\varphi}^2 = \frac{1}{2m}\frac{\partial U}{\partial \rho};\ \ \rho^2\ddot{\varphi} + 2\rho\dot{\rho}\dot{\varphi} = \frac{1}{2m}\frac{\partial U}{\partial \varphi}. \tag{2}$$

Найдем относительные равновесия системы (1)–(2), соответствующие покою центра масс планет. Из выражения для силовой функции U следует, что $\dfrac{\partial U}{\partial \xi_C} = 0$ и $\dfrac{\partial U}{\partial \eta_C} = 0$ тогда и только тогда, когда $\xi_C = 0,\ \eta_C = 0$. Если сделать замену $\varphi = \omega_0 t + \delta$, соответствующую переходу к синодическим координатам, уравнения движения будут иметь вид

$$\ddot{\rho} = \rho(\omega_0 + \dot{\delta})^2 - \frac{fm}{4\rho^2} - fM\left(\frac{\rho - a\cos\delta}{(a^2 + \rho^2 - 2a\rho\cos\delta)^{3/2}} + \frac{\rho + a\cos\delta}{(a^2 + \rho^2 + 2a\rho\cos\delta)^{3/2}}\right);$$

$$\ddot{\delta} = -\frac{2\dot{\rho}(\omega_0 + \dot{\delta})}{\rho} - \frac{fMa}{\rho}\sin\delta\left(\frac{1}{(a^2 + \rho^2 - 2a\rho\cos\delta)^{3/2}} - \frac{1}{(a^2 + \rho^2 + 2a\rho\cos\delta)^{3/2}}\right).$$

Преобразуем уравнения движения к безразмерному виду, рассмотрев новое безразмерное время $\tau = \omega_0 t$, где $\omega_0 = \sqrt{\dfrac{fM}{4a^3}}$ — частота обращения основных тел по орбите. Введем также параметр $\varepsilon = m/M$ (как следует из постановки задачи, он малый) и безразмерную фазовую переменную $r = \rho/a$. Безразмерные уравнения движения:

$$\begin{aligned} r'' &= r(1+\delta')^2 - \frac{\varepsilon}{r^2} - 4\left(\frac{r-\cos\delta}{\Delta_1^3} + \frac{r+\cos\delta}{\Delta_2^3}\right); \\ \delta'' &= -\frac{2r'(\delta'+1)}{r} - \frac{4\sin\delta}{r}\left(\frac{1}{\Delta_1^3} - \frac{1}{\Delta_2^3}\right). \end{aligned} \tag{3}$$

где $\Delta_1 = \sqrt{1+r^2-2r\cos\delta}$; $\Delta_2 = \sqrt{1+r^2+2r\cos\delta}$. Система (3) допускает обобщенный интеграл энергии

$$(r')^2 + r^2(\delta')^2 - r^2 - \frac{2\varepsilon}{r} - 8\left(\frac{1}{\Delta_1} + \frac{1}{\Delta_2}\right) = \text{const}. \tag{4}$$

Положения равновесия системы (3) отвечают относительным равновесия планет (в синодических осях). С точностью до перестановки планет (напомним, их массы равны) есть три положения равновесия — два коллинеарных и одно треугольное. Треугольная точка определяется из уравнения $r - \dfrac{\varepsilon}{r^2} - \dfrac{8r}{(1+r^2)^{3/2}} = 0$, которое имеет при любом $\varepsilon > 0$ единственный положительный корень $r_{4,5} = r_{4,5}(\varepsilon)$, и в невозмущенном случае, когда $\varepsilon = 0$, она отвечает треугольным точкам либрации L_4, $L_5 : r_1(0) = \sqrt{3}$. Поскольку параметр $\mu = 1/2$ (отношение массы меньшего основного тела к сумме масс основных тел), треугольные точки неустойчивы как в невозмущенном случае, так и при любом $\varepsilon > 0$. Коллинеарная точка, следующая из уравнения $r - \dfrac{\varepsilon}{r^2} - \dfrac{4}{(r-1)^2} - \dfrac{4}{(r+1)^2} = 0$ при $\varepsilon = 0$ обращается в точку L_2 (или L_3) и неустойчива при любом $\varepsilon \geqslant 0$. Наконец, точке Лагранжа L_1 соответствует невозмущенное положение равновесие $r = 0$, которое при малых $\varepsilon > 0$ представляется рядом Пюизо

$$r_1(\varepsilon) = \frac{1}{\sqrt[3]{17}}\varepsilon^{1/3} - \frac{32}{867}\varepsilon + \frac{1648\sqrt[3]{17}}{751689}\varepsilon^{5/3} - \frac{279232\sqrt[3]{17}}{1955143089}\varepsilon^{7/3} + \ldots \tag{5}$$

Анализ показывает, что относительное равновесие (5) также всегда неустойчиво.

Таким образом, все положения относительного равновесия в задаче четырех тел, если равны массы основных тел и равны массы маленьких тел, оказываются неустойчивыми. В заключение доклада обсуждаются другие постановки задачи четырех тел, которые могут допускать устойчивые положения равновесия. Кроме того, в исходной постановке возможны режимы движения без столкновений, когда планеты находятся в некоторой малой окрестности точки $r = 0$. Приведены аргументы в пользу существования таких движений.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 22–21–00560).

Литература

[1] Simo C. Relative equilibrium solutions in the four body problem. *Celestial Mechanics*, 1978, vol. 18, pp. 165–184.

[2] Long Y., Sun S. Four-body central configurations with some equal masses. *Arch Rational Mech. Anal.*, 2002, vol. 162, pp. 25–44.

[3] Shoaib M., Faye I. Collinear equilibrium solutions of four-body problems. *J. Astrophys. Astr.*, 2011, vol. 32, pp. 411–423.

[4] Álvares-Ramírez M., Vidal C. Dynamical Aspects of an Equilateral Restricted Four-Body Problem. *Math. Probl. Eng.*, 2009, vol. 2009, art. 181360. https://doi.org/10.1155/2009/181360

[5] Alvarez-Ramírez M., Llibre J. The symmetric central configuration of the 4-body problem with masses. *Appl. Math. Comput.*, 2013, vol. 219, pp. 5996–6001. https://doi.org/10.1016/j.amc.2012.12.036

[6] Corbera M., Llibre J. Central configurations of the 4-body problem with masses $m_1 = m_2 > m_3 = m_4 > 0$ and small. *Appl. Math. Comput.*, 2014, vol. 246, pp. 121–147. https://doi.org/10.1016/j.amc.2014.07.109

[7] Alvarez-Ramírez M., Skea J.E.F., Stuchi T.J., Nonlinear stability analysis in a equilateral restricted four-body problem. *Astrophys. Space Sci.*, 2015, vol. 358, art. 3. https://doi.org/10.1007/s10509-015-2333-4

[8] Bakker L.F., Freeman N.J. Relative equilibria and periodic orbits in a Circular Planar (2+2)-Body Problem. *Celest. Mech. Dyn. Astron.*, 2023, vol. 135. https://doi.org/10.1007/s10569-023-10173-0

УДК 521

Подход, обеспечивающий посадку в выбранном регионе на поверхности Венеры с использованием 1:1-резонансной орбиты для миссии по исследованию Венеры

Зубко Владислав Александрович[1] v.zubko@iki.rssi.ru
Эйсмонт Натан Андреевич[1]
Федяев Константин Сергеевич[1]
Беляев Андрей Алексеевич[1, 2]
Назиров Равиль Равильевич[1]
Корянов Всеволод Владимирович[2]

[1] *Институт космических исследований РАН*

[2] *МГТУ им. Н.Э. Баумана*

Проанализирован подход, позволяющий обеспечить посадку в любой точке поверхности Венеры, и его применение в рамках перспективной российской исследовательской миссии «Венера-Д». Предлагаемый подход основан на использовании гравитационного поля Венеры для перевода космического аппарата на так называемую 1:1-резонансную орбиту, т. е. на гелиоцентрическую орбиту, период которой равен орбитальному периоду Венеры. Это позволяет осуществить возврат КА к планете через 224,7 суток после первого ее облета и совершить посадку в требуемой точке поверхности. В работе приводится соответствующий алгоритм, позволяющий учитывать ограничения на орбиту орбитального модуля и выбирать точки посадки, исходя из требований к обеспечению его работы. В качестве расширенного анализа предлагаемого подхода проведено исследование траекторий с попутным пролетом астероидов.

***Ключевые слова**: Венера, гравитационный маневр, резонансная орбита, посадка*

Для исследования Венеры с помощью посадочного аппарата важно обеспечить возможность его посадки в как можно большей области поверхности планеты. В связи с малой продолжительностью стартового окна, традиционно принимаемого равным двум неделям от оптимальной даты запуска, при обычном сценарии перелета доступной для посадки оказывается лишь небольшая часть поверхности планеты. В данной работе анализируется подход, позволяющий обеспечить посадку в любой точке поверхности Венеры, и его применение в рамках перспективной российской исследовательской миссии «Венера-Д». Предлагаемый подход основан на использовании гравитационного поля Венеры для перевода космического аппарата на так называемую 1:1-резонансную орбиту, т. е. на гелиоцентрическую орбиту, период которой равен орбитальному периоду Венеры. Это позволяет вернуться к планете через 224,7 суток после первого ее облета и совершить посадку в требуемой точке поверхности. Также предлагается расширение этого способа посадки для случая, когда в рамках миссии запускается космический аппарат, содержащий посадочный аппарат и орбитальный модуль. В работе приводится со-

ответствующий алгоритм, позволяющий учитывать ограничения на орбиту орбитального модуля и выбирать точки посадки, исходя из требований к обеспечению его работы.

Примеры применения предложенного подхода к практическим случаям приведены для сценариев запуска в 2029 и 2031 году, которые наиболее близки к планируемым запускам миссии «Венера-Д» и разрабатываемой в настоящее время в NASA венерианской миссии DAVINCI+. Показано, что применение предложенной методики и перевод космического аппарата на 1:1-резонансную орбиту с помощью гравитационного маневра у Венеры позволяет выполнить все ограничения, накладываемые на орбиту ее спутника. Показано, что применение нового подхода позволяет радикально увеличить зоны возможной посадки и обеспечить доступ к большей части поверхности планеты даже в случае существенных ограничений, накладываемых на орбиту орбитального модуля.

В качестве расширенного анализа предлагаемого подхода проведено исследование траекторий с попутным пролетом астероидов. Показано, что при использовании схем полета, включающих гравитационный маневр у Венеры, требуемый для доставки посадочного аппарата в заданный район на ее поверхности, возможен пролет хотя бы одного астероида без дополнительных затрат характеристической скорости.

УДК 629.7

Относительная навигация фемтоспутников по измерениям амплитуды сигнала анизотропных антенн связи

Орлов Владислав Владимирович orlov.vv@phystech.edu
Иванов Данил Сергеевич

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

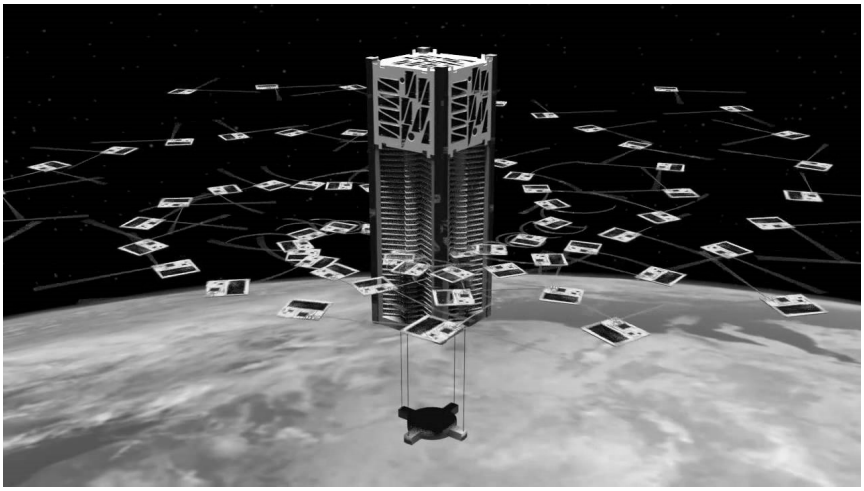
Работа посвящена проблеме относительной навигации фемтоспутников с использованием измерений амплитуды сигналов антенн межспутниковой связи с заданной диаграммой направленности. На основе обработки этих измерений с помощью расширенного фильтра Калмана оценивается текущий вектор состояния фемтоспутников относительно материнского аппарата, вектор состояния состоит из радиус-вектора, вектора скорости, кватерниона ориентации и вектора угловой скорости. В работе проводится исследование наблюдаемости системы, а также численное исследование точностных характеристик определения относительного движения в зависимости от параметров системы и параметров шумов измерений.

***Ключевые слова**: относительная навигация, фемтоспутник, амплитуда сигнала, расширенный фильтр Калмана*

Работа посвящена проблеме относительной навигации фемтоспутников с использованием измерений амплитуды сигналов межспутниковой связи. Исследование движения ультрамалых аппаратов на низкой околоземной орбите является актуальной задачей, групповой полет таких аппаратов позволит проводить распределенные измерения параметров околоземного пространства и даже исследовать параметры атмосферы других планет [1]. Задача определения относительного движения спутников может быть решена с использованием измерений бортовой навигационной системы, с помощью измерений оптических сенсоров или дальномеров [2], но для фемтоспутников из-за ряда ограничений может оказаться невозможной установка таких специальных сенсоров. Поэтому в настоящей работе задача определения относительного движения спутников решается на основе обработки измерений амплитуд сигналов антенн межспутниковой связи с заданной диаграммой направленности.

В работе предполагается, что заданное число фемтоспутников запускается на низкой околоземной орбите с помощью 3U-кубсата по схеме запуска как в миссии KickSat-2 (см. рисунок). Фемтоспутники и кубсат оснащены антеннами межспутниковой связи, позволяющей передавать информацию между аппаратами [3]. Считается, что для антенн известны диаграммы направленности, которые не являются сферическими и не симметричны относительно какого-либо направления. С помощью преобразования Фурье проводится измерение амплитуды сигнала связи между аппаратами. На основе обработки этих измерений требуется оценить текущий вектор состоя-

ния фемтоспутников относительно кубсата, вектор состояния состоит из радиус-вектора, вектора скорости, кватерниона ориентации и вектора угловой скорости.



Миссия KickSat-2

Для решения поставленной задачи применяется расширенный фильтр Калмана, использующий уравнения относительного движения Хилла — Клохесси — Уитшира и динамические уравнения Эйлера углового движения. Численное моделирование проводится с учетом действующей силы аэродинамического сопротивления. В работе проводится исследование наблюдаемости системы, а также численное исследование точностных характеристик определения относительного движения в зависимости от параметров системы и параметров шумов измерений.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-21-00845.

Литература

[1] Timmons T., Bailet G., Beeley J. et al. Mars atmospheric characterization with a ChipSat swarm. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2021, vol. 58, no. 5, pp. 1453–1460. https://doi.org/10.2514/1.A34970

[2] Timmons T., Bailet G., Beeley J. et al. Range-Based Relative Navigation for a Swarm of Centimeter-Scale Femto-Spacecraft. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2022, vol. 45, no. 9, pp. 1584–1597. https://doi.org/10.2514/1.G006261

[3] Ligon M. *Small Satellite Radio Link Fundamentals.* Handbook of Small Satellites: Technology, Design, Manufacture, Applications, Economics and Regulation, 2020, pp. 215–245. https://doi.org/10.1007/978-3-030-20707-6_104-1

УДК 629.7

Обзор подходов к планированию миссий увода крупных пассивных объектов с низких орбит

Гришко Дмитрий Александрович dim.gr@mail.ru
Баранов Андрей Анатольевич

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Для задачи облета крупных объектов космического мусора на низких орбитах приводится обзор решений, предложенных в 65 публикациях в период с 2010 по 2023 год. Эти решения можно разделить на три основные типа. Поиск цепочек облета в рамках подходов первого типа основан исключительно на комбинаторике, по мере необходимости дополняемой различной эвристикой. Во втором случае комбинаторно-эвристические алгоритмы полностью или частично используют вековые эффекты от полярного сжатия Земли. Решения третьего типа основаны исключительно на использовании прецессии долготы восходящего узла орбиты. В докладе анализируются преимущества и недостатки предложенных решений.

Ключевые слова: *крупный космический мусор, орбита захоронения, схема облета, эвристический алгоритм, прецессия долготы восходящего узла, планирование миссии*

Резонансное столкновение Космос-Iridium в 2009 году [1] послужило толчком к развитию исследований, связанных с активным уводом крупного космического мусора (Active Debris Removal, ADR). Тенденции в развитии космических технологий и стремительно возрастающий траффик в космическом пространстве [2], по-видимому, приведут к возникновению рынка услуг по уводу крупных пассивных объектов на орбиты захоронения. Коммерческая выгода миссий ADR возможна при уводе нескольких объектов одним космическим аппаратом-сборщиком (КА), который перелетает между целями в оптимальной последовательности, стараясь достичь рационального соотношения между продолжительностью миссии и затратами топлива. С учетом размера популяции крупных пассивных объектов [3], выбор кандидатов на увод и оптимизация такой миссии являются нетривиальной задачей.

При реализации такой миссии важное место занимает оптимальное использование ресурса активного КА-сборщика. В этой задаче неизвестными являются запас ΔV у КА, продолжительность миссии, способ увода (отделяемые модули / буксировка), количество КА и количество объектов, уводимых одним КА. Возможны и другие варьируемые входные параметры [4, 5].

В настоящее время опубликовано 65 работ разных авторских коллективов, в которых решалась эта задача нелинейной, зависящей от времени, многокритериальной оптимизации [6]. Оптимизация ADR миссии имеет два аспекта. С одной стороны, необходимо обеспечить перелеты между соседними объектами с минимальными затратами топлива, а с другой — найти наиболее

выгодную последовательность облета объектов в соответствии с выбранной целевой функцией. Можно выделить три класса предложенных решений.

В первом случае задачу поиска последовательности перелета сводят к задаче коммивояжера, статической или зависящей от времени. Орбитальные перелеты реализуются или по пространственному варианту схемы Гомана [7], или в соответствии с решением задачи Ламберта [8]. Для двигателей малой тяги может использоваться приближенная формула Эдельбаума [9]. Если нужно выбрать, например, 5 объектов из 20, то прямой перебор всех возможных маршрутов потребует огромных вычислительных затрат. Поэтому поиск последовательности облета, как правило, выполняется при помощи различных эвристических методов (симуляция отжига, муравьиная колония, лучевой поиск, генетический алгоритм и др.), которые могут дать решение, близкое к оптимальному.

Во втором случае вводится в рассмотрение орбита ожидания, которая имеет отличающуюся скорость прецессии и позволяет за указанное время перелета совместить плоскости движения по долготе восходящего узла. Численно находя большую полуось и наклонение орбиты ожидания, авторы уменьшают затраты ΔV, однако в модели появляются новые неизвестные, например, допустимая продолжительность нахождения на орбите ожидания. Для поиска последовательности облета используются те же эвристические методы. Чаще всего рассматривается вариант задачи коммивояжера, зависящий от времени, что подразумевает поиск маршрута на четырехмерной сетке (предыдущий объект, следующий объект, время подлета к очередному объекту и время отлета от него). Сначала с использованием упрощенных формул предварительно оцениваются затраты на каждый конкретный перелет, что позволяет заполнить ячейки указанной четырехмерной матрицы. Далее выполняется поиск последовательности облета с использованием одного или нескольких эвристических алгоритмов. После получения решения участки полученной цепочки проходят через процедуру нелинейной оптимизации для уточнения параметров маневров.

В третьем случае авторы выбирают последовательность облета, используя режим максимального благоприятствования для прецессии орбиты ожидания. Ограничение на продолжительность дрейфа этой орбиты или не вводится, или допускается нахождение на ней в течение нескольких месяцев. Широко используются свойства относительного движения орбитальных плоскостей объектов. Расчет маневров может выполняться как по пространственной схеме Гомана, так и более интересными методами [10], обеспечивающими взаимную увязку параметров орбиты ожидания, продолжительности перелета и решения краевой задачи.

Ни один из описанных подходов не дает возможности получить строго оптимальное решение задачи. В данном докладе сделана попытка обобщить предложенные решения и сравнить преимущества и недостатки используемых методов.

Литература

[1] Kelso T.S. Analysis of the Iridium 33 Cosmos 2251 collision. *Adv. Astronaut. Sc.*, 2009, vol. 135, pp. 1099–1112. https://www.celestrak.com/publications/AAS/09-368/AAS-09-368.pdf

[2] Bonnal C., Francillout L., Moury M. et al. CNES technical considerations on space traffic management. *Acta Astronautica*, 2020, vol. 167, pp. 296–301. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.11.023

[3] *Каталог космических объектов*. URL: https://celestrak.org/ (дата обращения 05.11.2023).

[4] Grishko D.A., Baranov A.A. Impact of mission parameters on the preferred variant of large space debris transfer to the disposal orbit. *Proceedings of the International Astronautical Congress*, 2022, IAC-22, A6,5,2,x67934.

[5] Гришко Д.А. Поиск высотной границы оптимальности двух вариантов увода крупных объектов космического мусора на орбиты захоронения. *XIII Всерос. съезд по фундаментальным проблемам теоретической и прикладной механики. Сб. тез.* Санкт-Петербург, Санкт-Петербургский политехнический университет Петра Великого, 2023, с. 561–563.

[6] Grishko D.A., Baranov A.A. Analysis of the solutions proposed for the multi-target ADR mission optimization problem. *Proceedings of the International Astronautical Congress*, 2023, IAC-23, A6,5,7,x78568.

[7] Hohmann W. *Die Erreichbarkeit der Himmelskorper*. Munchen-Berlin-Oldenbourg, Verlag, 1925.

[8] Izzo D. Revisiting Lambert's problem. *Celestial Mechanics and Dynamical Astronomy*, 2014, vol. 121, pp. 1–15. https://doi.org/10.1007/s10569-014-9587-y

[9] Edelbaum Th. Propulsion requirements for controllable satellites. *ARS Journal*, 1961, vol. 31, pp. 1079–1089. https://doi.org/10.2514/8.5723

[10] Баранов А.А. Маневрирование космических аппаратов в окрестности круговой орбиты. Москва, Спутник +, 2016.

УДК 629.785; 004.942

Программа управления для расчета перелета космического аппарата к системе юпитера с применением бортовых двигателей малой тяги

Ковалев Вадим Владимирович vadkovalev97@mail.ru
Старинова Ольга Леонардовна solleo@mail.ru

Самарский университет

Разработана программа управления для расчета перелета космического аппарата к системе Юпитера с применением гравитационного маневра Земля — Земля и бортовых двигательных установок малой тяги. Рассматривается расчетный случай с выводом космического аппарата для осуществления гравитационного маневра с помощью бортовой двигательной установки последней ступени ракеты-носителя и дальнейшего перелета аппарата к системе Юпитера с помощью бортовых двигательных установок малой тяги. Результатом работы является разработанный программный комплекс для моделирования данного перелета.

Ключевые слова: *баллистика, моделирование, система Юпитера, траектория, перелет*

На сегодняшний день ставится задача по исследованию Солнечной системы и космоса в целом. Для этого проектируются новые космические аппараты и рассматриваются перспективные средства и способы доставки аппаратов в отдаленные области космического пространства. К таковым относятся применение гравитационных маневров и двигательных установок малой тяги (например, ионные двигатели, двигатели Холла)

Целью настоящей работы является разработка программы управления космическим аппаратом с двигательной установкой малой тяги для расчета баллистической схемы перелета к системе Юпитера с применением гравитационного маневра Земля — Земля.

Предполагается, что после первого выхода из сферы действия Земли космический аппарат совершает гравитационный маневр Земля — Земля для придания ускорения аппарату и уменьшения расхода рабочего тела. Данный маневр будет совершаться за счет применения бортовой двигательной установки последней ступени ракеты-носителя и/или разгонного блока. Такое условие позволяет рассчитать гравитационный маневр Земля — Земля космического аппарата с помощью импульсной теории [1–3]. Использование данного гравитационного маневра позволяет применять для запуска космического аппарата ракету-носитель среднего класса, например, Союз-5.

После осуществления гравитационного маневра, космический аппарат получает необходимое ускорение (гиперболический избыток скорости) для дальнейшего осуществления перелета к системе Юпитера, применяя бортовую двигательную установку малой тяги. Для расчета перелета от Земли

к системе Юпитера используется математическая модель движения космического аппарата с двигательной установкой малой тяги представленная в [4].

На основании применения в [4] принципа максимума Понтрягина решается задача оптимального по расходу рабочего тела перелета к системе Юпитера с фиксированной длительностью. Система сопряженных уравнений будет иметь следующий вид:

$$\frac{d\psi_r}{dt} = \frac{\psi_\varphi V_\varphi}{r^2} + \psi_{V_r}\left(\frac{V_\varphi^2}{r^2} - \frac{2}{r^3}\right) - \frac{\psi_{V_\varphi} V_r V_\varphi}{r^2};$$

$$\frac{d\psi_\varphi}{dt} = 0;$$

$$\frac{dV_{V_r}}{dt} = -\psi_r + \frac{\psi_{V_\varphi} V_\varphi}{r};$$

$$\frac{dV_\varphi}{dt} = \frac{\psi_{V_\varphi} V_r - 2\psi_{V_r} V_\varphi - \psi_\varphi}{r};$$

$$\frac{d\psi_m}{dt} = -\frac{a_0 \delta}{(1-m)^2}(\psi_{V_r} \cos\lambda + \psi_{V_\varphi} \sin\lambda).$$

где r — длина радиус-вектора КА относительно гелиоцентрической системы координат; φ — угловая дальность КА; t — момент времени, в котором рассматривается перелет КА; V_r и V_φ — радиальная и трансверсальная составляющие скорости КА; λ — угол между проекцией вектора тяги на мгновенную скорость орбиты и радиус-вектором гравитационный центр — КА; a — номинальное управляющее ускорение от ЭРД; δ — функция включения-выключения тяги двигателя; m — относительный расход рабочего тела.

Оптимальная программа изменения угла λ и функции включения-выключения двигателей малой тяги δ имеет вид

$$\sin\lambda = \frac{\psi_{V_\varphi}}{\sqrt{\psi_{V_\varphi}^2 + \psi_{V_r}^2}}; \cos\lambda = \frac{\psi_{V_r}}{\sqrt{\psi_{V_\varphi}^2 + \psi_{V_r}^2}};$$

$$\delta = \begin{cases} 0, \Delta < 0; \\ 1, \Delta > 0, \end{cases} \Delta = \frac{\psi_m}{c} + \frac{\sqrt{\psi_{V_\varphi}^2 + \psi_{V_r}^2}}{1-m}. \qquad (2)$$

Для расчета перелета к системе Юпитера с помощью двигателей малой тяги используются начальные значения, приведенные ниже. Здесь значение времени перелета представлено для участка выхода космического аппарата из сферы действия Земли и перелета к системе Юпитера. Гиперболический избыток скорости представлен для расчетного случая при старте 04.01.2029.

Начальные значения

Стартовая масса КА, кг	500
Тяга двигателя, Н	0,092
Скорость истечения, м/с	80 000
Время перелета, сут	850
Гиперболический избыток скорости на границе сферы действия Земли после гравитационного маневра, м/с	38 497

Для проведения расчетов был разработан программный комплекс для моделирования перелета космического аппарата к системе Юпитера с применением бортовых двигательных установок малой тяги. Результатом расчетов является разработанная оптимальная программа управления и соответствующая траектория движения.

Литература

[1] Левантовский В.И. Механика космического полета в элементарном изложении. Москва, Наука, 1980.

[2] Белоконов В.М. Траектории полетов к Луне и межпланетные траектории: Конспект лекций. Куйбышев, Куйбыш. авиац. ин-т, 1989.

[3] Белоконов В.М. *Основы теории полета космических аппаратов: Конспект лекций*. Самара, Самарский гос. аэрокосм. ун-т, 2006.

[4] Старинова О.Л. Расчет межпланетных перелетов космических аппаратов с малой тягой. Самара, Самарский научный центр РАН, 2007.

УДК 62.521

Система стабилизации малого космического аппарата формата CubeSat

Лысенко Алексей Сергеевич alex.stc@list.ru
Першин Донат Владимирович pershingg@bk.ru

ООО «Специальный Технологический Центр»

Рассмотрена система стабилизации малого космического аппарата (МКА) формата CubeSat, основным исполнительным элементом которой является блок маховиков. При помощи метода функции Ляпунова получен и реализован алгоритм высокоточной стабилизации. Разработаны законы управления одноосной стабилизации, трехосной стабилизации с неподвижным опорным вектором и закон стабилизации с потребным рысканием. Сделаны выводы, что рассмотренный закон управления позволяет обеспечить требуемую точность стабилизации МКА.

Ключевые слова: *CubeSat, управление, стабилизация, ПД-регулятор, блок маховиков*

В настоящее время активно развивается платформа МКА CubeSat. Платформа позволяет решать учебные, научные и коммерческие задачи, отличается малыми сроками разработки [1]. Как правило, система ориентации строится на микромеханических гироскопах. При этом использование калмановской фильтрации [2] позволяет исключить погрешности, накапливаемые во времени, за счет коррекции ориентации по внешним измерителям. Такими измерителями могут быть солнечные датчики, датчики горизонта Земли и магнитометры. При этом достигаются точности на уровне единиц градусов. Для повышения точности и времени автономной работы система дополняется звездным датчиком (ЗД) и высокоточными гироскопами.

В качестве исполнительных механизмов для стабилизации используется блок двигателей-маховиков с избыточной кинематической схемой [3]. Выбранная схема позволяет сохранить работоспособность системы в случае выхода из строя одного из двигателей.

Разработка закона стабилизации проводилась на основании результатов, полученных ранее [4]. Закон содержит нелинейную часть, обусловленную динамикой системы, а также линейную часть — структурно напоминающую ПД-регулятор. Управление строится на основании невязки по ориентации и угловой скорости, а так же углового ускорения. В зависимости от решаемых задач целевая ориентация формируется разными способами.

Алгоритм одноосной ориентации используется для ориентации солнечных панелей на Солнце. Для этого выбирается вектор в связной системе координат, ориентирующий панели в направлении Солнца, второе направление выбирается по производной первого вектора, и система дополняется до правой тройки. Потребная угловая скорость формируется как векторное произведение направ-

ления на Солнце и его производной, а потребное ускорение — векторное произведение направления на Солнце и его второй производной [4].

Алгоритм трехосной ориентации применяется для режима высокоточной стабилизации с использование ЗД. Особенность работы ЗД — требование об отсутствии в поле зрения таких объектов, как Земля, Луна и Солнце. Попадание Земли в поле зрения ЗД исключается за счет специального размещения оптической оси ЗД относительно полезной нагрузки. Для исключения попадания Солнца в поле зрения датчика правый трехгранник может быть построен с использованием двух направлений: оси визирования и вектора на Солнце. Потребные угловая скорость и ее производная могут быть найдены из уравнения Пуассона.

Если опорное направление задается в орбитальной системе координат, то задача может быть переформулирована в виде поддержания заданного угла рыскания. Предложен алгоритм, решающий данную задачу. Стоит отметить, что высокая точность достигается только для орбит близких к круговым.

Отметим, что указанные законы стабилизации применяются в зоне линейности регулятора, а за пределами линейного участка реализуется разворот с заданной наперед угловой скоростью. Коэффициенты стабилизации получены на основании линейной модели системы из условия максимальной степени устойчивости и ограничений на угловую скорость поворота аппарата. Максимальный момент двигателя должен обеспечивать непрерывное слежение за точкой на поверхности земли.

Двигатель-маховик должен обеспечить накопление момента необходимого для обеспечения маневра, а также должен демпфировать внешние моменты, такие как аэродинамический момент, гравитационный момент и другие. В процессе математического моделирования были определены кинетические моменты маховиков для всех режимов стабилизации. Ввиду длительных сеансов работы (постоянное поддержание ориентации на Солнце) реализована система разгрузки маховиков с использованием магнитных катушек.

Блок маховиков, магнитные катушки и платы управления разработаны и изготовлены на собственном производстве ООО «СТЦ».

Проведенное математическое моделирование подтвердило, что при построении системы стабилизации на выбранных измерительных и исполнительных элементах, а также при использовании предложенных алгоритмов ориентации и управления, выполняются требования точности стабилизации по углу и угловой скорости. Запланирована наземная отработка алгоритмов на стенде с трехстепенным воздушным подвесом, для этого изготавливается макет системы ориентации и стабилизации.

Литература

[1] Прохоренко И.С., Боровлев И.Ю., Космодемьянский Е.В., Лысенко А.С. и др. Результаты разработки и летно-конструкторских испытаний наноспутников радиомониторинга формата cubesat 3U. *Состояние и перспективы развития современной*

науки по направлению Метеорология и геоинформационное обеспечение. Сб. ст. науч.-техн. конф. Анапа, 2022, т. 2, с. 38–52.

[2] Емельянцев Г.И., Степанов А.П. *Интегрированные инерциально-спутниковые системы ориентации и навигации.* Санкт-Петербург, Концерн «ЦНИИ «Электроприбор», 2016.

[3] Беленький А.Д., Васильев В.Н., Семенов А.С., Семенов М.Е. Алгоритм управления системой четырех двигателей-маховиков космических аппаратов серии «Метеор-М» № 2. *Вопросы электромеханики*, 2013, т. 134, с. 9–14.

[4] Маштаков Я.В. *Использование прямого метода Ляпунова в задачах управления ориентацией космических аппаратов*. Автореф. дис. ... канд. физ.-мат. наук. Москва, 2019. 22 с. URL: http://library.keldysh.ru/avtoref.asp?id=2019-mashtakov

УДК 629

Сравнительный анализ подходов к одноосной ориентации спутника формата 6U-CubeSat

Ткачев Степан Сергеевич stevens_L@mail.ru
Ролдугин Дмитрий Сергеевич
Охитина Анна Сергеевна

Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН

Рассматривается задача одноосной стабилизации на Солнце спутника формата 3U-CubeSat, оснащенного телескопом. Требования целевой аппаратуры таковы, что система управления несколько раз в сутки должна обеспечивать ориентацию оптической оси не хуже 0,5 ° и ее угловую скорость не больше 2' в секунду. Проводится сравнительный анализ трех подходов, реализующих заданный режим движения при наличии возмущений.

Ключевые слова: *управление ориентацией, маховик, токовая катушка, одноосная ориентация*

Использование телескопов космического базирования зачастую единственный способ исследования того или иного космического явления. К ним, в частности, относится исследование Солнца в диапазоне длин волн порядка и ниже 100 нм, в котором атмосфера Земли непрозрачна. Современные технологии позволяют разместить научную аппаратуру на спутнике формата 6U-CubeSat. При этом, однако, требования по точности ориентации и стабилизации оптической оси телескопа оказываются не характерными для аппаратов такого класса — точность ориентации должна составлять около 0,5 градуса, а точность стабилизации — 2 градуса в секунду. Смягчающим фактором является то, что такая точность должна достигаться всего несколько раз в сутки. В работе рассматриваются три различных подхода к решению поставленной задачи и сравниваются с точки зрения практической реализации.

Первым является использование маховичной системы управления. Двигатели-маховики, как правило, обеспечивают высокие характеристики системе управления. Недостатком с точки зрения стабилизации здесь является наличие быстровращающихся частей, ошибки балансировки которых приводят к вибрациям [1, 2]. Они, в свою очередь, оказывают существенное влияние на точность стабилизации. Моделирование с характерными для маховиков, предназначенных для использования на малых космических аппаратах, значениями параметров дисбалансов показало, что не все они смогут обеспечить достаточный уровень угловой скорости, обеспечивая при этом высокую точность ориентации.

Альтернативой маховикам могут быть токовые катушки. Они относительно просты в производстве и эксплуатации, не содержат подвижных частей. Основным недостатком являются ограничение на направление управ-

ляющего момента, создаваемого магнитной системой: он не может быть направлен вдоль вектора геомагнитной индукции. Это приводит к невозможности обеспечения заданного режима без использования вспомогательных подходов. Первым таким подходом является использование собственного вращения [3]. Аппарат закручивается вокруг оптической оси, которая должна быть осью максимального или минимального момента инерции. Токовые катушки способны обеспечить как закрутку, так и стабилизацию этой оси. Этот подход с учетом большинства возмущений способен удовлетворить требования по точности, однако при этом необходима очень точная компоновка спутника, так как несовпадение оптической оси и главной оси инерции приводит к ошибкам ориентации.

Избежать необходимости закрутки можно, если построить специальную угловую траекторию в окрестности целевого режима [4]. Такая траектория должна, во-первых, удовлетворять требованиям по точности, а, во-вторых, учитывать ограничения на направление управляющего момента, то есть быть реализуемой с помощью магнитной системы ориентации. Таким образом, ставится задача поиска оптимальной траектории. При этом учитываются основные возмущающие факторы, в том числе и несовпадение главной и оптической осей. Такая схема оказывается более сложной в реализации, однако обеспечивает наилучшее соответствие требуемым точностным характеристикам.

В работе проводится моделирование динамики системы для каждой из предложенных схем с учетом возмущений. Проводится анализ возможности реализации с использованием современной элементной базы и требований научной аппаратуры.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда № 22-71-10009, https://rscf.ru/project/22-71-10009/

Литература

[1] Tkachev S., Mashtakov Y., Ivanov D., Roldugin D., Ovchinnikov M. Effect of Reaction Wheel Imbalances on Attitude and Stabilization Accuracy. *Aerosp.*, 2021, vol. 8. https://doi.org/10.3390/aerospace8090252

[2] Alcorn J., Allard C., Schaub H., Fully Coupled Reaction Wheel Static and Dynamic Imbalance for Spacecraft Jitter Modeling. *J. Guid. Control. Dyn.*, 2018, vol. 41, pp. 1380–1388. https://doi.org/10.2514/1.G003277

[3] Roldugin D.S., Ovchinnikov M.Y., Wobble of a spin stabilized satellite with cross products of inertia and magnetic attitude control. *Adv. Sp. Res.*, 2023, vol. 71, pp. 408–419. https://doi.org/10.1016/j.asr.2022.08.073

[4] Okhitina A., Roldugin D., Tkachev S., Application of the PSO for the construction of a 3-axis stable magnetically actuated satellite angular motion. *Acta Astronaut.*, 2022, vol. 195, pp. 86–97. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.03.001

УДК 521

О новом разложении вековой части возмущающей силовой функции в ограниченной круговой задаче трех тел: внутренний вариант

Красильников Павел Сергеевич krasil06@rambler.ru
Доброславский Александр Владимирович a.dobroslavskiy@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрена классическая задача о вычислении вековой части пертурбационной функции в ограниченной круговой задаче трех тел, когда орбита малого тела с фокусом в Солнце возмущается гравитационным притяжением со стороны внешнего тела (Юпитера). Показано, что вековая часть пертурбационной функции допускает представление в виде ряда Фурье и степенного ряда с коэффициентами, выраженными через функции Клаузена. Исследован радиус сходимости степенного ряда при фиксированных значениях константы Лидова — Козаи и разных значениях параметра разложения. Показано, что в областях расходимости степенной ряд является асимптотическим по Пуанкаре. Асимптотичность ряда позволяет использовать методы теории возмущений в областях расходимости ряда, исключая равномерно близкие орбиты.

Ключевые слова: *вековая часть, ограниченная пространственная задача трех тел, пертурбационная функция*

Рассмотрена задача о разложении вековой части пертурбационной функции пространственной ограниченной круговой задачи трех тел в степенной ряд по параметру $\mu = a / r_J$, где a — большая полуось невозмущенной эллиптической орбиты астероида, r_J — радиус круговой орбиты возмущающей планеты (Юпитера). Считаем $a < r_J$ (внутренний вариант). Работы [1–3] содержат описание классических результатов по этой задачи.

Цель работы — описание нового представления возмущающей силовой функции в виде ряда Фурье и в виде степенного ряда по μ, коэффициенты которых имеют компактный вид и выражаются через гипергеометрические функции Гаусса и Клаузена. Такие разложения описывают пертурбационную функцию как однозначную аналитическую функцию параметра μ, которую можно эффективно раскладывать в ряды по кеплеровским элементам орбиты, строить ее укорочения любых высоких порядков малости, находить производные, если использовать Wolfram Mathematica. Одна из целей доклада — доказательство асимптотичности степенного ряда в областях его расходимости. Асимптотичность ряда позволит использовать традиционные методы теории возмущений для анализа эволюции движений астероида при произвольных значениях μ из интервала $(0,1)$, за исключением случая равномерно близких орбит ($\mu \approx 1$).

Пусть пассивно гравитирующее тело P (спутник) находится в гравитационном поле двух массивных тел, движущихся друг относительно друга по круговой орбите радиуса r_J; центральное тело S (Солнце) имеет массу m_S и воздействует на спутник с силой $\mathbf{F}_S$, второе тело J (Юпитер) массы m_J оказывает возмущающее действие с силой $\mathbf{F}_J$. Считаем, что невозмущенная траектория точки P есть кеплеровский эллипс с фокусом в S, плоскость которого Π образует с плоскостью движения притягивающих тел Π_0 угол i (рис. 1).

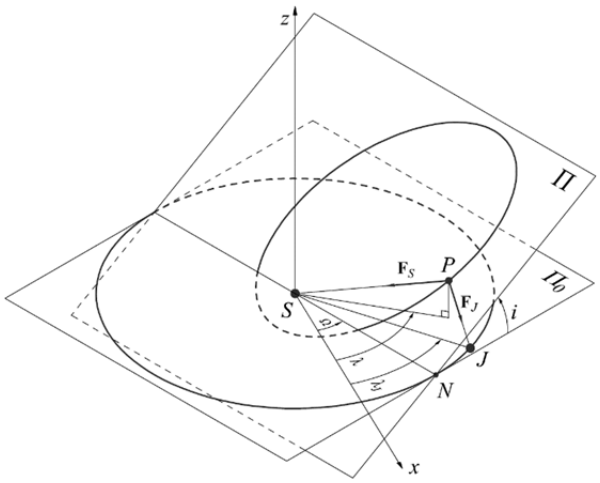


Рис. 1. Системы координат, переменные задачи

Здесь ось Sx направлена в точку весеннего равноденствия; SN — линия узлов орбиты спутника; $\mathbf{r}$ — радиус-вектор тела P; $\mathbf{r}_J$ — радиус-вектор тела J; Ω — долгота восходящего узла невозмущенной орбиты точки P на плоскости Π_0; e, ω — эксцентриситет и аргумент перицентра этой орбиты; λ_J — долгота тела J, а λ — долгота тела P в плоскости Π_0.

Пертурбационная функция может быть разложена в ряд по полиномам Лежандра с точностью до членов, не зависящих от координат тела P:

$$R = \frac{fm_J}{r_J}\sum_{n=2}^{\infty}\left(\frac{r}{r_J}\right)^n P_n(\cos\gamma).$$

После усреднения R по λ,λ_J имеем представление вековой части этой функции в виде ряда Фурье:

$$R^{**} = \frac{fm_J}{r_J\sqrt{1-e^2}}\left[a_0 + \sum_{n=1}^{\infty} a_n \cos 2n\omega\right];$$

$$a_0 = \sum_{n=1}^{\infty} B_{2n} P_{2n}(0) P_{2n}(\cos i) F_{2,1}\left(\frac{1}{2}, 2n+2; 1; \frac{2e}{e-1}\right),\ a_n = (-1)^n \left(2\sum_{k=n}^{\infty} B_{2k} A_{2n}^{(2k)}\right),$$

где $B_{2n} = \left(\frac{a}{r_J}\right)^{2n} (1+e)^{2n+2} P_{2n}(0).$

И в виде степенного ряда

$$R^{**} = \frac{fm_J}{r_J\sqrt{1-e^2}} \sum_{k=1}^{\infty} D_k \left(\frac{a}{r_J}\right)^{2k}, \qquad (1)$$

$$D_k = (1+e)^{2k+2} P_{2k}(0) \times$$
$$\times\left(P_{2k}(0) P_{2k}(\cos i) F_{2,1}\left(\frac{1}{2}, 2k+2; 1; \frac{2e}{e-1}\right) + 2\sum_{n=1}^{k} (-1)^n A_{2n}^{(2k)} \cos 2n\,\omega\right).$$

Здесь

$$A_m^{(2n)} = F_{3,2}^{reg}\left(\frac{1}{2}, 1, 2n+2; 1-m, 1+m; \frac{2e}{e-1}\right) \frac{(2n-m)!}{(2n+m)!} P_{2n}^{(m)}(0) P_{2n}^{(m)}(\cos i)$$
$$\left(m \le 2n\right);$$

$F_{2,1}$, $F_{3,2}^{reg}$ — гипергеометрические функции Гаусса и Клаузена.

С помощью формулы Коши — Адамара

$$\rho = \left(\overline{\lim_{n\to\infty}} \sqrt[n]{|D_n|}\right)^{-1} \qquad (2)$$

исследован численно радиус ρ сходимости ряда (1) в плоскости оскулирующих кеплеровских элементов e, ω при фиксированном значение константы интеграла Лидова — Козаи c_1 и заданном значении μ: радиус сходимости представляет непрерывную простую кривую $\rho(e, \omega, c_1) = \mu$, выше которой ряд (1) расходится, ниже — сходится (рис. 2). При вычислении ρ формула (2) заменялась приближенной: n полагалась равной 100. Случаи $\mu \approx 1, \mu > 1,$ представленные на рис. 2, недостоверны, так как требует расчетов при $n > 100.$

Рассмотрен вопрос о поведении ряда (1) в областях расходимости. Показано, что этот ряд является асимптотическим по Пуанкаре, т. е. $\left\|R^{**} - R_N^{**}\right\| \sim o(\mu^N)$, где R_N^{**} — частичная сумма ряда. Это значит, что точность приближения ряда его частичной суммой есть малая величина высокого порядка. Поэтому, для исследования эволюции кеплеровских элементов

орбиты астероида в областях расходимости ряда (1), можно использовать классические методы теории возмущений, основанные на идее укорочения этого ряда.

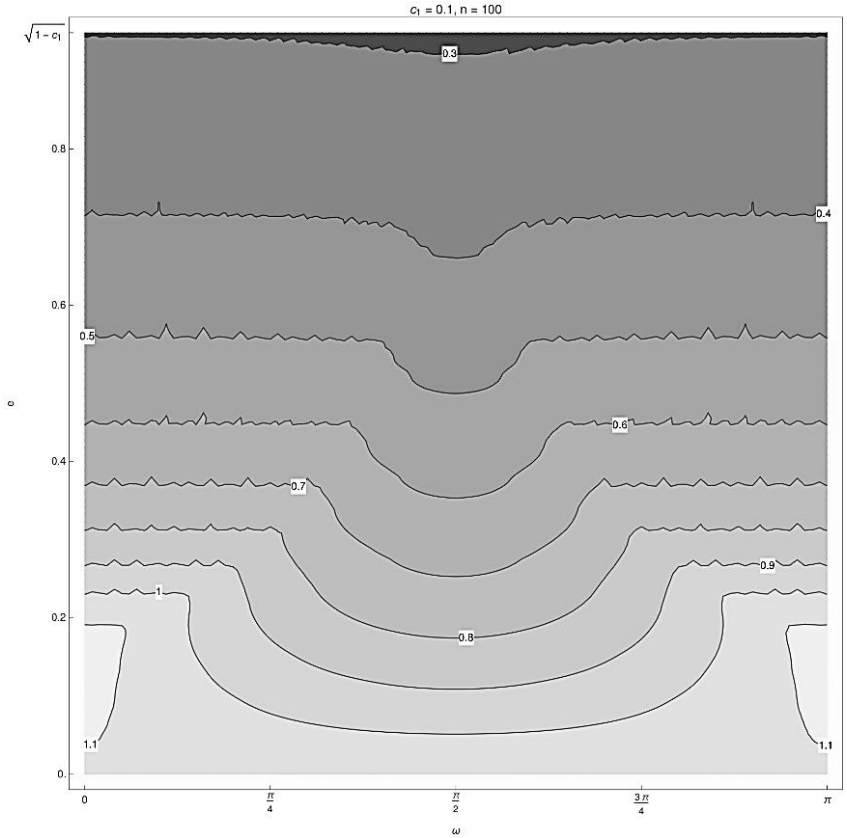


Рис. 2. Кривые $\rho(e, \omega, c_1) = \mu$ при $0{,}3 \le \mu < 1$
(значения μ выделены белыми квадратами)

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 22-21-00560).

Литература

[1] Hansen P.A. Entwickelung des Products einer Potenz des Radius Vectors mit dem Sinus oder Cosinus eines Vielfachen der wahren Anomalie in Reihen. Abhandl. K.S. Ges. Wissensch, IV, 1855, pp. 182–281.

[2] Hill G.W. On the development of the perturbative function in periodic series. *The Analyst*., 1875, vol. 2, pp. 161–180.

[3] Tisserand F. *Traité de Mécanique Céleste*. Paris, Gauthier-Villars, 1899.

УДК 629.7

Варианты продления миссии космической обсерватории спектр-рентген-гамма для изучения астероидов

Пупков Максим Владимирович[1] m.pupkov@iki.rssi.ru
Эйсмонт Натан Андреевич[1] natan-eismont@yandex.ru
Старинова Ольга Леонардовна[2] solleo@mail.ru
Федяев Константин Сергеевич[1] ksfedyaev@gmail.com

[1] *Институт космических исследований РАН*

[2] *Самарский университет*

Предложены варианты продления миссии космической обсерватории Спектр-Рентген-Гамма для изучения астероидов, сближающихся с Землей. Рассмотрены случаи перенаправления космического аппарата на траектории тесного сближения с астероидами Апофис и 1997 XF11 с учетом ограничений на величину характеристической скорости. Показано, что после пролета астероида Апофис в 2029 году или астероида 1997 XF11 в 2028 году, возможно сохранить орбиту в окрестности солнечно-земной точки либрации L2. Также рассмотрен сценарий последовательного пролета астероидов 1997 XF11 и Апофис с использованием гравитационного маневра у Земли.

Ключевые слова: *Спектр-Рентген-Гамма, перелет к астероиду, сближающиеся с Землей астероиды, солнечно-земная точка либрации*

«Спектр-Рентген-Гамма» (СРГ) — космическая астрофизическая обсерватория, предназначенная для исследования Вселенной в рентгеновском диапазоне [1]. Космический аппарат был успешно выведен в июле 2019 года на рабочую орбиту в окрестности точки либрации L_2 системы Солнце — Земля. Основные задачи обсерватории, к которым относятся обзор небесной сферы и создание видимой карты Вселенной в рентгеновских лучах, должны быть выполнены к началу 2026 года. По предварительным оценкам, к этому времени на борту СРГ останется значительный запас топлива, с помощью которого космический аппарат может быть переведен на множество различных орбит.

В данной работе предлагается использовать часть оставшегося топлива для осуществления орбитальных маневров, необходимых для близкого пролета некоторых потенциально опасных астероидов. По отклонению орбиты обсерватории из-за гравитационного воздействия исследуемого небесного тела можно оценить массу последнего при проведении траекторных измерений. Также существует возможность получить изображение астероида в момент сближения с ним при помощи установленного на борту СРГ звездного датчика БОКЗ-МФ. Подобный подход к изучению небесных тел был реализован в нескольких проектах. Одним из них является ICE-3 (ISEE-3) — после успешного выполнения основной миссии по исследованию солнечного ветра аппарат был перенаправлен сначала к комете Джакобини-Циннера, а затем

к комете Галлея [2]. Стоит отметить и межпланетную станцию NEAR Shoemaker [3]. В июне 1997 года при пролете астероида Матильда на расстоянии порядка тысячи километров удалось получить более 500 изображений исследуемого небесного тела, измерить его магнитное поле и массу.

В качестве объектов для исследования выбраны астероиды 1997 XF_{11} и Апофис [4]. Очередные тесные сближения данных небесных тел с Землей состоятся в 2028 и 2029 годах соответственно. Стоит отметить, что указанные астероиды будут пролетать вблизи солнечно-земной точки либрации L_2. Показано, что космическая обсерватория СРГ может сблизиться с упомянутыми ранее астероидами на любое наперед заданное расстояние при имеющихся ограничениях на величину характеристической скорости. Подтверждено, что после сближения с любым из этих небесных тел космический аппарат может остаться на ограниченной орбите в окрестности точки либрации L_2 системы Солнце — Земля. Также рассмотрены случаи достижения астероида Апофис при переводе космического аппарата на траектории, соответствующие неустойчивым многообразиям, с последующим гравитационным маневром у Земли. Данные сценарии позволяют снизить в несколько раз величину импульса, необходимого для перелета обсерватории СРГ к астероиду Апофис, а также открывают возможность последовательного пролета астероидов 1997 XF_{11} и Апофис. Во всех приведенных выше случаях космический аппарат остается в околоземном пространстве и может вновь вернуться к выполнению своей целевой функции.

Предварительные расчеты показывают перспективность такого подхода. Основным преимуществом является эффективность таких миссий с точки зрения требуемого бюджета на их выполнение.

Литература

[1] *СПЕКТР-РГ*. URL: https://iki.cosmos.ru/missions/spektr-rg (дата обращения 13.01.2024).

[2] Dunham D.W., Farquhar R.W. The 2014 Earth return of the ISEE-3/ICE spacecraft. *Acta Astronautica*, 2015, vol. 110, pp. 29–42. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2015.01.002

[3] *Discovery is NEAR*. URL: https://near.jhuapl.edu/ (accessed January 13, 2024).

[4] *NEO Earth Close Approaches: Center for Near Earth Object Studies*. URL: https://cneos.jpl.nasa.gov/ca/ (accessed January 13, 2024).

УДК 531

Выбор начальных условий для свертывания тросовой системы в точках либрации L1, L2 системы Марс — Фобос

Нерядовская Дарья Владимировна neryadovskayadv@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Изучается свертывание тросовой системы, закрепленной в одной из коллинеарных точек либрации L1 или L2 в плоской круговой ограниченной задаче трех тел в системе Марс — Фобос. С помощью введенного закона изменения длины определено время, необходимое для полного свертывания тросовой системы. Выявлено, что при постоянной скорости втягивания троса и при определенных начальных углах отклонения в конце процесса свертывания происходит наматывание троса на орбитальный космический аппарат. Получены начальные условия для отклонения тросовой системы при свертывании, при которых минимизирован угол отклонения троса в конце этапа втягивания, что позволяет избежать наматывания троса.

Ключевые слова: *тросовая система, точка либрации, процесс свертывания, начальное условие*

Во время космических программ с использованием тросовой системы предполагается выполнять не только развертывание, но и свертывание троса. Проблеме извлечения троса посвящено значительное число публикаций [1–3]. Представлено большое количество применений космических тросовых систем [4, 5]. К одной из новаторских идей, предложенных в последние годы, относится структура миссии под названием Phobos L1 Operational Tether Experiment (PHLOTE). Целью программы PHLOTE является исследование поверхности Фобоса с помощью тросовой системы, «закрепленной» в точке либрации L1, и аппарата малой массы с датчиками, прикрепленного к этому тросу [6]. В работе [7] изучается космическая программа, подобная миссии PHLOTE, в ней выполняется более детальное исследование поведения тросовой системы, «закрепленной» не только в коллинеарной точке либрации L1, но и в L2. Продолжением этой работы является настоящее исследование, в котором изучается процесс свертывания тросовой системы, закрепленной как в точке либрации L1, так и в L2. Для осуществления исследования поверхности Фобоса необходимо сначала развернуть тросовую систему, провести забор грунта или выполнить дистанционное наблюдение и затем свернуть трос, чтобы доставить образцы и данные на Землю.

Целью работы является нахождение начальных условий для отклонения тросовой системы, «закрепленной» в одной из коллинеарных точек либрации L1 или L2 системы Марс-Фобос. При рассмотрении поставленной задачи введены следующие допущения: движение системы происходит в двумерном пространстве, эксцентриситет орбиты Фобоса равен нулю. Поэтому эта задача сводится к ограниченной круговой задаче трех тел. Механическая система включает в себя орбитальный космический аппарат, находящийся в коллине-

арной точке либрации L1 или L2, и космический аппарат малой массы, соединенные между собой тросом. Дифференциальные уравнения классической круговой ограниченной задачи трех тел [8] используются в качестве математической модели. Уравнения движения в полярной системе координат, полученные ранее в работе [7] применяются в настоящем исследовании для дальнейшего моделирования свертывания тросовой системы с постоянной скоростью. В математическом пакете Wolfram Mathematica для разных значений скорости движения троса численно построены зависимости изменения начального угла отклонения троса от угла троса в конце втягивания. Выявлено, что при скорости свертывания троса больше -1 м/с наблюдается значительное количество подходящих начальных углов отклонения троса, позволяющих минимизировать наматывание троса на орбитальный космический аппарат. При скорости втягивания троса меньше 1 м/с трос при любом начальном угле отклонения, находящемся в диапазоне от –0,5 до 0,5 радиан, накручивается на орбитальный космический аппарат.

Результаты проведенного исследования дополняют работу [7] и дают представление о поведении тросовой системы при ее свертывании. В дальнейшем планируется вывести закон управления тросовой системой, позволяющий не допустить наматывания троса на орбитальный космический аппарат.

Литература

[1] Zhong R., Zhu Z.H. Dynamic analysis of deployment and retrieval of tethered satellites using a hybrid hinged-rod tether model. *International Journal of Aerospace and Lightweight Structures*, 2011, vol. 1, no. 2, pp. 239–259. https://doi.org/10.3850/S2010428611000146

[2] Luo C., Wen H., Jin D. Deployment of flexible space tether system with satellite attitude stabilization. *Acta Astronautica*, 2019, vol. 160, pp. 240–250. https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2019.04.036

[3] Ledkov A.S. Pikalov R.S. Nonlinear Control of Tether Retrieval in an Elliptical Orbit. *Rus. J. Nonlin. Dyn.*, 2023, vol. 19, no. 2, pp. 201–218. https://doi.org/10.20537/nd230401

[4] Aslanov V.S., Ledkov A.S. Survey of Tether System Technology for Space Debris Removal Missions. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2023, vol. 60, no. 5, pp. 1–81. https://doi.org/10.2514/1.A35646

[5] Wang Weiwei, Zhigang, W., Jiafu L. Conceptual Design and Mechanical Analysis of a Lunar Anchored Cislunar Tether. *Cosmic Res.*, 2023, vol. 61, pp. 80–89. https://doi.org/10.1134/S0010952523300019

[6] Kempton K., Pearson J., Levin E., Carroll J., Amzajerdian F. *Phase 1 Study for the Phobos L1 Operational Tether Experiment (PHLOTE)*. Final Report. NASA, 2018. URL: https://ntrs.nasa.gov/citations/20190000916 (accessed October 26, 2022).

[7] Aslanov V.S., Neryadovskaya D.V. A Tether System at the L1, L2 Collinear Libration Points of the Mars — Phobos System: Analytical Solutions. *Aerospace*, 2023, vol. 10, no. 6. https://doi.org/10.3390/aerospace10060541

[8] Маркеев А.П. Точки либрации в небесной механике и космодинамике. Москва, Наука, 1978.

УДК 531

Динамика углового движения космических аппаратов с диссипативным демпфером

Морина Зоя Владимировна morina.z@yandex.ru
Дорошин Антон Владимирович doran@inbox.ru

Самарский университет

Рассматривается диссипативный метод разгрузки кинетического момента наноспутника со сферическом демпфером, вращающимся относительно основного тела в полости с вязкой средой. Тело-демпфер осуществляет вращение относительно основного тела наноспутника, вследствие чего между основным телом и телом-демпфером за счет трения возникает диссипативный момент, который разгружает кинетический момент спутника. В работе построена математическая модель движения спутника при действии магнитных и гравитационных моментов. Изученная схема поможет стабилизировать космический аппарат.

Ключевые слова: *космический аппарат, гравитационный демпфер, магнитный демпфер, математическая модель, диссипативные метод, уравнение движения*

Введение. Одной из главных задач динамики ориентации космического аппарата является решение проблемы разгрузки кинетического момента. Актуальность изучения наноспутников растет в связи с увеличением количества космических миссий, использующих сверхмалые форматы космических аппаратов и спутников, содержащих принципиально простые функциональные элементы оборудования и систем управления. В связи с этим очень важно использовать метод разгрузки кинетического момента, который будет достаточно прост с конструкторской точки зрения и применим для наноспутников.

На данный момент существует множество исследований, связанных с системами ориентации и стабилизации. Особо место занимают исследования, связанные с динамикой движения спутника с демпфером (см., например, [1–4]).

В работе рассматривается орбитальное движение по круговой орбите наноспутника симметричной конструкции из трех блоков, один из которых содержит сферический демпфер, по круговой орбите.

Внутреннее тело, помещенное в сферическую оболочку, плавающую в сферической полости с вязкой жидкостью. Традиционно демпфер представляет собой монолитную сферу, погруженную в сферическую полость, заполненную жидкостью, когда моменты инерции демпфера равны друг другу (так называемая модель М.А. Лаврентьева) [5].

Моделирование является основным методом исследования, который позволяет получить наглядное представление численных решений уравнений.

Математические модели. Рассматривается орбитальное движение наноспутника по круговой орбите. Используются следующие системы координат

(СК): 1. *OXYZ* — орбитальная СК; 2. *Oxyz* — центральная СК, связанная с основным телом и совпадающая с его главными осями инерции; 3. $Ox_1y_1z_1$ — центральная СК, связанная с главными осями тела-демпфера. В случае, когда демпфер находится в центральной части спутника, считаем, что орбитальная система и связанные с ней системы являются центральными, т. е. начало координат всех СК совпадает с центром масс спутника [6].

В работе рассматривается действие гравитационного и магнитного демпферов, а также их совместное действие. Схемы устройства демпферов аналогичны [6, 7].

Для описания углового положения системы используются углы эйлерового типа в орбитальной СК. Для системы Oxyz использовали углы $\{\theta_1,\theta_2,\theta_3\}$ последовательных поворотов в порядке $x \to y \to z$. Аналогично СК $Ox_1y_1z_1$ переведена с помощью углов $\{\psi_1, \psi_2, \psi_3\}$ [8].

Получены неявные кинематические уравнения для компоненты угловой скорости основного тела $\omega = [p,q,r]^{\mathrm{T}}$ в проекции на связанную систему координат *xyz*:

$$\begin{cases} p = \dot{\theta}_1\cos\theta_2\cos\theta_3 + \dot{\theta}_2\sin\theta_3 + \omega_0\Theta_{12}; \\ q = -\dot{\theta}_1\cos\theta_2\sin\theta_3 + \dot{\theta}_2\cos\theta_3 + \omega_0\Theta_{22}; \\ r = \dot{\theta}_1\sin\theta_2 + \dot{\theta}_3 + \omega_0\Theta_{32}, \end{cases}$$

где ω_0 — значение орбитальной угловой скорости.

Кинематические уравнения демпфера $\omega' = [p',q',r']^{\mathrm{T}}$ в проекциях на связанную систему координат $x_1y_1z_1$ запишутся аналогично.

Данные кинематические уравнения подходят для случаев, когда действует только гравитационный демпфер, только магнитный демпфер и оба демпфера одновременно.

Изучен случай, когда тензор инерции основного тела спутника имеет в связанной системе *Oxyz* центральную общую диагональную форму $J = \mathrm{diag}(A,B,C)$, а тензор инерции тела с демпфером $J' = \mathrm{diag}(A',B',C')$ в своей системе [1]. Справедливы динамические уравнения движения спутника на круговой орбите:

$$\begin{cases} A\dot{p} + (C-B)qr = 3\omega_0^2(C-B)\Theta_{23}\Theta_{33} + \mathrm{M}_x + \mathrm{M}_{mx}; \\ B\dot{q} + (A-C)pr = 3\omega_0^2(A-C)\Theta_{33}\Theta_{13} + M_y + M_{my}; \\ C\dot{r} + (B-A)pq = 3\omega_0^2(B-A)\Theta_{13}\Theta_{23} + M_z + M_{mz}, \end{cases}$$

где $\{\theta_{13}, \theta_{23}, \theta_{33}\}$ — это компоненты матрицы перехода, $M = \left[M_x, M_y, M_z\right]^{\mathrm{T}}$ — момент, действующий на основное тело со стороны демпфера-тела из-за жидкостного трения между внешней и внутренней сферами демпфера, $M_m = \left[M_{mx}, M_{my}, M_{mz}\right]^{\mathrm{T}}$ — управляющий момент, который создается за счет взаимодействия собственного магнитного момента спутника с магнитным полем Земли.

Динамические уравнения Эйлера для тела-демпфера запишутся аналогично. При этом для моделирования динамики движения спутника с гравитационным демпфером в динамических уравнениях собственные магнитные моменты равны нулю. А для моделирования случая с магнитным демпфером все члены с ω_0 равны 0.

Заключение. В работе построена математическая модель движения спутника относительно орбитальной системы координат при действии гравитационных и магнитных моментов.

Проведено численное моделирование углового движения спутника с внутренним демпфером относительно орбитальной системы координат. В том числе моделировалась динамика только для гравитационного демпфера. Далее моделировался комплексный случай: к гравитационному демпферу добавился магнитный, то есть в динамические уравнения движения спутника добавился магнитный момент.

Результаты численного моделирования показывают работоспособность демпферов. Изученная схема может быть применена в работе со спутниками.

Литература

[1] Doroshin A.V. Gravitational dampers for unloading angular momentum of nanosatellites.Advances in Nonlinear Dynamics. *Proceedings of the Second International Nonlinear Dynamics Conference (NODYCON 2021)*, Cham, Springer International Publishing, 2022, vol. 1, pp. 257–266.

[2] Черноусько Ф.Л. О движении твердого тела, содержащего сферический демпфер. *Прикл. мех. и техн. физ.*, 1968, т. 1, с. 73–79.

[3] Амелькин Н.И., Холощак В.В. Вращательное движение несимметричного спутника с демпфером на круговой орбите. *Прикладная математика и механика*, 2019, т. 83, № 1, с. 16–31. https://doi.org/10.1134/S0032823519010028

[4] Холощак В.В. Динамика вращательного движения спутника с демпфером в центральном гравитационном поле. *Труды Московского физико-технического института*, 2017, т. 9, № 4 (36), с. 106–119.

[5] Лаврентьев М.А. Проблемы гидродинамики и их математические модели. Москва, Наука, 1973.

[6] Davis L.K. *Motion damper*. U.S. Patent no. 3,399,317. Washington, DC, U.S. Patent and Trademark Office, 1968.

[7] Сарычев В.А. Д.Е. Охоцимский и его роль в создании систем пассивной ориентации спутников. *Прикладная небесная механика и управление движением*, 2010, с. 223–271.

[8] Маркеев А.П. *Теоретическая механика*. Москва, ЧеРо, 1999.

Секция 7. РАЗВИТИЕ КОСМОНАВТИКИ И ФУНДАМЕНТАЛЬНЫЕ ПРОБЛЕМЫ ГАЗОДИНАМИКИ, ГОРЕНИЯ И ТЕПЛООБМЕНА

УДК 533.92:533.6.01

Натурные исследования плазменного слоя вокруг спускаемого аппарата космического корабля «Союз» при прохождении атмосферы земли

Тугаенко Вячеслав Юрьевич vjatcheslav.tugaenko@rsce.ru
Грибков Александр Сергеевич alexander.gribkov@rsce.ru
Гранкина Елена Николаевна elena.grankina@rsce.ru
Щербенко Наталья Владимировна natalya.shcherbenko@rsce.ru

ПАО «РКК «Энергия»

Представлен космический эксперимент «Плазма-СА» по изучению возможности установления канала лазерной связи между спускаемым аппаратом транспортного корабля «Союз» и наземными пунктами на атмосферном участке спуска, когда радиосвязь блокирована слоем плазмы. Рассмотрены возможности научной аппаратуры, размещаемой внутри спускаемого аппарата корабля «Союз», для исследования плазменного слоя вокруг аппарата при прохождении атмосферы Земли.

Ключевые слова: *космический эксперимент, возвращаемый космический аппарат, плазменный поток, сжатый слой, подветренная область*

Введение. При взаимодействии спускаемого аппарата (СА) с атмосферой формируется плазменный слой, экранирующий прохождение радиоволн. В результате радиосвязь с космическими аппаратами, возвращающимися на Землю, на высотах от ~80 км до 30 км практически невозможна [1]. В рамках Программы отработки перспективных космических технологий, необходимых для освоения космического пространства, реализуемой Госкорпорацией «Роскосмос» на МКС, проводятся исследования возможности установления связи с СА на «плазменном» участке лазерным излучением используя имеющийся на СА иллюминатор, направленный во время спуска на Землю.

Возможность реализации подобной технологии зависит от оптических свойств плазмы и уровня поглощения в слое налета на иллюминаторе, образующегося при спуске СА. Надежные данные по указанным вопросам могут быть получены только по результатам измерений в натурных условиях, которые планируется выполнить в рамках космического эксперимента «Плазма-СА». Экспериментальные исследования характеристик плазмы, окружающей СА, представляют большой интерес для фундаментальной науки т.к. предоставляют уникальную возможность исследовать физико-химические процессы, происходящие при воздействии высокоскоростного потока газа на поверхность сравнительно крупных космических тел – болидов, ежегодно регистрируемых в атмосфере Земли [2].

Возможности космического аппарата для проведения исследования плазмы. Масса СА транспортного пилотируемого корабля (ТПК) «Союз составляет 2,8 т, длина 2,16 м, диаметр 2,2 м. СА входит в плотные слои атмо-

сферы со скоростью ~7,8 км/с под углом атаки ~26°. Продольная дальность движения в атмосфере составляет ~2500 км. Время, затрачиваемое на спуск, составляет около 12 минут. Форма и положение центра масс СА обеспечивают его устойчивый полет до завершения интенсивного нагрева во время спуска. До входа в атмосферу оптический прибор (визир, используемый экипажем для ориентации космического корабля в пространстве), установленный на иллюминаторе отстреливается, а корабль до высоты ~30 км двигается с ориентацией этого иллюминатора в надир. Основная часть набегающего воздушного потока приходится на лобовой теплозащитный экран, подвергающийся интенсивным конвективным и радиационным нагрузкам от высокотемпературного ударного слоя. В работе [3] впервые сделаны оценки химического состава сжатого слоя и плазменного потока в подветренной области с учетом термохимического разрушения теплозащитного материала.

Благодаря ориентации СА при спуске в атмосфере «стекающий» с лобового теплозащитного экрана сжатый слой, как и набегающий атмосферный поток, проходят над боковой поверхностью СА в подветренной области, не приводя к существенным деструктивным изменениям теплозащитного покрытия на достаточно большой площади, включающей, как правило, и расположенный там иллюминатор. Излучение плазмы, образованной при взаимодействии лобового теплозащитного экрана с набегающим гиперзвуковым потоком атмосферного воздуха, может быть исследовано приборами, расположенными внутри СА.

Космический эксперимент «Плазма-СА» по исследованию характеристик плазменного слоя окружающего СА при спуске и экспериментальной проверке возможности установления лазерной связи с СА на плазменном участке траектории предложен Институтом проблем механики РАН и РКК «Энергия». В настоящее время наземная отработка реализуется в трех целевых работах: «Плазма-СА», «Плазма-СА-фон» и «Плазма-СА-связь».

Научные задачи и научная новизна работы. Научные задачи космического эксперимента:

– прямое измерение спектра излучения плазменного слоя, окружающего спускаемый аппарат транспортного пилотируемого корабля «Союз», при прохождении атмосферы с гиперзвуковой скоростью;

– экспериментальное исследование динамики процессов загрязнения иллюминатора на этапе прохождения спускаемым аппаратом атмосферы путем регистрации лазерного излучения (генерируемого научной аппаратурой на борту СА), отраженного от наружной поверхности иллюминатора;

– экспериментальное определение влияния плазмы как помехи в канале связи в ИК диапазоне, посредством регистрации спектральной мощности излучения плазмы, поступающей через иллюминатор в диапазоне 1,5…1,6 мкм;

– экспериментальное подтверждение достоверности расчетно-теоретических моделей плазмообразования и поведения продуктов термохимического разрушения теплозащитных материалов в сжатом слое у СА на теплонапряженных участках траектории входа;

– экспериментальное подтверждение возможности связи с СА путем регистрации в инфракрасном (ИК) диапазоне тестового сигнала, передаваемого лазером с поверхности Земли.

Следует отметить, в ходе наземной отработки научной аппаратуры для реализации космического эксперимента «Плазма-СА» были получены новые научные данные, представляющие интерес для фундаментальной науки. На поверхности спускаемого космического аппарата транспортного пилотируемого корабля «Союз» были обнаружены различные по форме и размерам кристаллические частицы, образовавшиеся во время прохождения СА атмосферы Земли [4]. Рентгеноструктурные исследования показали, что в составе проб с поверхности СА находятся различные минералы изначально отсутствующие в составе теплозащитного покрытия космического аппарата.

Бортовая научная аппаратура. Научная аппаратура, разрабатываемая РКК «Энергия» и Физическим институтом РАН, состоит из выносного блока, устанавливаемого непосредственно на бортовую часть визира, расположенного на внутренней части иллюминатора и основного блока, располагаемого в контейнере полезного груза в СА «Союз». Для регистрации излучения плазмы разработана аппаратура на основе спектрометра, регистрирующая электромагнитное излучение в диапазоне от 300 нм до 1060 нм с разрешением 0,7 нм. Для измерения степени загрязнения иллюминатора во время спуска измеряется интенсивность излучения лазерного диода подсветки, отраженного от наружной поверхности иллюминатора.

Заключение. Вокруг возвращаемых космических аппаратов, равно как и крупных метеороидов при прохождении атмосферы Земли с орбитальной или с более высокой скоростью образуется плазменный слой, химический состав которого определяется в основном продуктами термодеструкции лобовой части тела в результате взаимодействия с набегающим воздушным потоком. В спускаемом аппарате транспортного пилотируемого космического корабля «Союз», возвращающего экипажи с Международной космической станции, температура на поверхности лобового щита теплозащитного покрытия аппарата достигает 2000 К, а температура в сжатом слое, по толщине составляющем 10–15 см, может достигать 10000 К. Содержимое сжатого слоя в основном сносится вниз по потоку, что представляет особый интерес с точки зрения проведения инструментальных наблюдений за спектром излучения плазменного слоя в подветренной области спускаемого аппарата через имеющийся в конструкции аппарата иллюминатор. Созданная для проведения космического эксперимента научная аппаратура позволяет измерять спектры излучения плазмы в диапазоне 300–1060 нм с разрешением 0,7 нм по трассе полета параллельно исследуя динамику загрязнения иллюминатора.

Реализация целей космического эксперимента «Плазма-СА» впервые продемонстрирует возможность осуществления лазерной связи со спускаемым аппаратом при прохождении атмосферы с орбитальной скоростью, а с точки зрения фундаментальной науки ожидаемые научные результаты

исследований являются мультидисциплинарными и представляют интерес для широкого круга исследователей в областях аэрофизики, пылевой плазмы, кристаллографии, физики поверхности и пр. Проведение космического эксперимента «Плазма-СА» дает обоснованную надежду на получение приоритетных для России научных данных мирового значения. Выполнение целей и задач этого космического эксперимента предоставляет именно пилотируемая космонавтика России, использующая спускаемые аппараты с исключительными конструктивными особенностями, которые дают возможность проведения уникальных космических исследований плазмы, образующейся вокруг космических тел при прохождении атмосферы Земли.

Литература

[1] Savino R., D'Elia M.E., Carandente V. Plasma Effect on Radiofrequency Communications for Lifting Reentry Vehicles. *Journal of Spacecraft and Rockets*, 2015, vol. 52 (2), pp. 417–425. https://doi.org/10.2514/1.A32975

[2] Colonna G., Capitelli M., Laricchiuta A. Hypersonic Meteoroid Entry Physics. *IOP Series in Plasma Physics*, Bristol, IOP Publishing, 2019. https://doi.org/10.1088/2053-2563/aae894

[3] Тугаенко В.Ю., Грибков А.С., Суржиков С.Т. Физико-химические характеристики плазменного потока, окружающего возвращаемые космические аппараты при входе в атмосферу Земли с орбитальной скоростью. *Теплофизика высоких температур*, 2023, № 3. https://doi.org/10.31857/S0040364423030225

[4] Tugaenko V.Y. et al. The chemical and mineral composition of particles precipitated from a plasma–dust layer on the porthole of the descend space vehicles during the passage of the Earth's atmosphere. *Geochemistry International*, 2021, vol. 59, no. 1, pp. 107–112. https://doi.org/10.1134/S0016702921010110

УДК 533.6.071.5.

Экспериментальные исследования газоразрядной плазмы в потоке

Рулева Лариса Борисовна ruleva@ipmnet.ru
Солодовников Сергей Иванович sis63@yandex.ru

Институт проблем механики им. А.Ю. Ишлинского РАН

Управление структурой ударных волн с помощью тлеющего разряда экспериментально исследовано на моделях в ударной аэродинамической трубе. Показаны режимы поднормального и нормального тлеющего разряда и их взаимодействие со скоростными газовыми потоками. Получены вольтамперные характеристики. Видеосъемки процесса показали изменение геометрии разряда в потоке и теневые картины ударно – волновых структур в развитии. Выявлено увеличение расстояния фронта ударной структуры от модели и изменение аэродинамических параметров. Приведены технические возможности оборудования.

Ключевые слова: *тлеющий разряд, ударная аэродинамическая труба, газовый поток, эксперимент*

Исследование плазмы наносекундного импульсного поверхностного разряда в покое и в скоростных потоках в работах [1, 2] показали практическую возможность управления конфигурацией ударных волн в широком диапазоне скоростей потока. При этом наблюдался быстрый локальный нагрев среды, создание, а затем распад сильнонеравновесной импульсной плазмы. Время свечения, в микросекундах зависело от режимов течения.

Известны фундаментальные исследования нормального тлеющего разряда квазистационарной газоразрядной плазмы [3–5], характеризуемого наименьшей постоянной плотностью тока. Экспериментальное подтверждение свойств нормального тлеющего разряда в покоящемся воздухе было выполнено на установке тлеющего разряда (НТР) [6].

Настоящая работа посвящена экспериментальному исследованию взаимодействия газового потока с газоразрядной плазмой образованной, в модели плоских каналов.

Экспериментальная модель выполнена в виде плоского канала, содержащего верхний полуклин и нижнюю затупленную кромку, в которые вмонтированы высоковольтные электроды. Модель была размещена в аэродинамическом блоке, объемом 800 л, ударной аэродинамической трубы (ГУАТ), обеспечивающей широкий диапазон заданных режимов течения [7, 8]. Режимы течений газа контролировались высокочастотными сертифицированными датчиками давления, сигналы которых через аналого–цифровые преобразователи (АЦП), с частотой 10 МГц, регистрировались в компьютер (РС) с шагом 0,4 мкс.

Электроды модели были подключены к высоковольтному источнику питания Spellman SA4. Ток и напряжение в газоразрядном промежутке измерялись

через АЦП посредство шунта (75 Ом) и балластного сопротивления (300 кОм) соответственно.

В отличие от экспериментов [5], разряд без потока, в ГУАТ, устойчиво и постоянно горел в воздушной среде при давлении 5 Торр и высоком напряжении 500–2000 В. Демонстрация режима горения в виде нормального тлеющего разряда получена при давлении 2000 В и уменьшении тока от 5 до 3 мА. При этом напряжение на катодном слое не меняло свое значение. Ширина светящегося столба была видимой и составляла, примерно, 1,5 см. При дальнейшем уменьшении тока свечение столба минимизировалось, он вытягивался в нитку (поднормальный режим). При увеличении тока сверх нормального режима, напряжение резко возрастает, возникает пробой, зарегистрированный АЦП в РС как максимальный.

Вольт-амперные характеристики были измерены без потока в ГУАТ и при наличии потока со скоростью M = 2,9. На этой скорости хорошо видно взаимодействие потока и разряда: разрядный столб согнулся по потоку, истончился и пропал. В связи с тем, что в ударной трубе ГУАТ ударная волна в одном запуске переотражается от торцов, организуя порционное истечение из сопла, разряд возникал снова, взаимодействовал с потоком и гас. Эти процессы хорошо видны на кадрах видеосъемки (60 к/с). Теневые картины структур течения потока около моделей регистрировались высокоскоростной съемкой (3000 к/с). При этом разряд не виден, но конфигурация ударно-волновых взаимодействий без потока и с потоком и разрядом различный. Расстояние фронта ударной структуры от модели увеличено.

В ходе экспериментальных исследований взаимодействия газового потока с газоразрядной плазмой образованной, в модели плоских каналовыявлены режимы нормального и поднормального тлеющего разряда, измерены вольт-амперные характеристики. Исследованы изменения структур течения при взаимодействии их с разрядом.

Работа поддержана грантом РНФ № 22-11-00062.

Литература

[1] Дорощенко И.А. и др. Исследование плазмодинамических процессов наносекундного диапазона при формировании ударных волн от импульсных разрядов. *ЖТФ*, 2018, с. 684–691. https://doi.org/10.21883/JTF.2018.05.45895.2435

[2] Стариковский А.Ю., Александров Н.П. Управление газодинамическими потоками с помощью сверхбыстрого локального нагрева в сильнонеравновесной импульсной плазме. *Физика плазмы*, 2021, № 2, с. 126–192. https://doi.org/10.31857/S0367292121020062

[3] Shang J.J.S, Surzhikov S.T. *Plasma Dynamics for Aerospace Engineering*. Cambridge University Press, 2018, 388 p. https://doi.org/10.1017/9781108292566

[4] Surzhikov S.T. *Theoretical and Computational Physics of Gas Discharge Phenomena*. Berlin, New York, 2020, 537 p. https://doi.org/10.1515/9783110648836.

[5] Surzhikov S.T. Comparative Analysis of the Parameters of the Normal and Abnormal DC Glow Discharges. *Plasma Physics Reports*, 2022, pp. 1261–1272. https://doi.org/10.1134/s1063780x22700337

[6] Surzhikov S.T. et al. *Normal Glow Discharge: Comparison of Calculated and Experimental Data*. Interperiodica Publishing, 2019, pp. 154–158. https://doi.org/10.1134/s1028335819040049

[7] Суржиков С.Т. Расчетные исходные данные для решения тестовых задач в рабочей зоне гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы ГУАТ лаборатории РадГД ИПМех РАН. *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*, 2021, т. 22, вып. 1. URL: http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-1/articles/930/ (дата обращения 15.11.2023).

[8] Суржиков С.Т. Расчетные исходные данные для решения тестовых задач в измерительной секции гиперзвуковой ударной аэродинамической трубы ГУАТ лаборатории РадГД ИПМех РАН. *Физико-химическая кинетика в газовой динамике*, 2021, т. 22, вып. 1. URL: http://chemphys.edu.ru/issues/2021-22-1/articles/931/ (дата обращения 15.11.2023).

УДК 629.7.036+225.12;629.7.036.22

Течение торможения в секционированном модельном канале

Гурылева Наталья Валериевна
Иванькин Михаил Анатольевич
Лапинский Дмитрий Анатольевич
Малашевский Сергей Александрович malashevskijs@mail.ru
Мешенников Павел Алексеевич
Терешин Александр Михайлович

Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского

Исследованы параметры течения торможения в модельном канале, состоящем из диффузора пространственного сжатия и плоского секционированного канала изолятора. Рассмотрены секционные каналы различной формы (постоянной площади, сужающиеся, расширяющиеся) при наличии и осуществлении газодинамической связи между секциями. Исследование проведено при числе Маха набегающего потока от M = 2,8 до M = 3,2. Показано, что наличие газодинамической связи приводит к выравниванию параметров потока в сопряженных секциях и позволяет получить плавное перемещение области торможения в сужающемся канале. Приведены результаты исследования параметров торможения сверхзвукового потока в модельном канале, состоящем из пространственного диффузора и секционированного канала-изолятора. Канал-изолятор разделен продольной перегородкой на две секции, различающиеся по своей форме.

Ключевые слова: *течение торможения, моделирование, газодинамика, течение в каналах*

Ранее в работе [1] были рассмотрены вопросы торможения потока в коротком канале со свободным обдувом. В [2] исследовались вопросы течения торможения при взаимодействии создаваемых в канале возмущений с псевдоскачком. В [3] рассмотрен канал со свободным обдувом, разделенный на секции перегородкой. Было показано, течение торможения в каждой из секций имеет отличия (рассинхронизация начала области торможения, различное давление на выходе из канала). Такие отличия возникают из-за невозможности при проведении секционирования получить идентичные каналы. Ситуация усугубляется, если из-за конструкционных особенностей, либо из-за погрешностей исполнения, какая-то из секций имеет угол сужения.

В данной работе перед входом в секционированный канал устанавливался диффузор пространственного сжатия. Число Маха набегающего потока варьировалось от M = 2,8 до M = 3,2. При этом, на входе в канал изолятор число M соответствовало M = 1,8–2,2.

Изолятор представлял собой плоский канал с соотношением сторон $b \times h$ 36×40 и длиной l = 200 м, разделенный на секции. Течение торможения инициировалось закрытием механического дросселя, расположенного в конце модельного канала. Перегородка устанавливалась как в горизонтальной плос-

кости симметрии, так и под углом 1° и 2° к ней, деля канал на расширяющуюся и сужающуюся секции. Были рассмотрены как сплошные перегородки, так и перегородки с организованной газодинамической связью, а также перегородки с поперечным разрывом.

Получено, что наличие газодинамической связи приводит к выравниванию параметров потока в сопряженных секциях модельного канала, а также обеспечивает плавное перемещение области торможения в сужающемся канале.

Литература

[1] Пензин В.И. *Торможение сверхзвукового потока в каналах*. Москва,ЦАГИ, 2012, 158 с.

[2] Гурылева Н.В., Иванькин М.А., Лапинский Д.А., Тимошенко В.И. Исследование особенностей течений в каналах при взаимодействии возмущений с псевдоскачком. *Ученые записки ЦАГИ*, 2012, т. XLIII, № 6, с. 40–53.

[3] Трифонов В.И., Гурылева Н.В., Лапинский Д.А., Рахманин Д.А. Экспериментальное исследование торможения потока в псевдоскачке для каналов с внезапным расширением. *Модели и методы аэродинамики. Матер. Двадцатой Междунар. школы-семинара*: *сб. тез.* Москва, ЦАГИ, 2020, с. 110–111.

УДК 533

Влияние частоты импульсного энерговклада на интенсификацию смешения дозвуковой и сверхзвуковой вторичной поперечной струи с потоком воздуха

Волков Лука Сергеевич volkov.ls@phystech.edu
Фирсов Александр Александрович a f@jiht.org

ОИВТ РАН

С помощью компьютерного моделирования в программном комплексе FlowVision 3.13 проведено исследование влияния импульсного локального энерговклада на интегральную эффективность смешения и интегральную глубину проникновения вторичной струи, инжектируемой в свободный сверхзвуковой поток через отверстие на плоской стенке. Показано, что существуют частоты локального импульсного нагрева, которые способствуют лучшему смешению газов, по сравнению с более мощными, но редкими импульсами тепловыделения. Исследование было проведено для двух типов инжектора: дозвукового (цилиндрического) и сверхзвукового (сопло Лаваля на число Маха 1,8), для нескольких значений параметра инжекции.

Ключевые слова: *CFD-моделирование, плазма, электрический разряд, сверхзвуковой поток, струя*

В настоящее время активно развивается область исследований разнообразных способов интенсификации смешения газов (в частности, горючего топлива и окислителя) в конфигурации, при которой вторичная поперечная струя инжектируется через отверстие на плоской стенке в дозвуковой [1] и или сверхзвуковой поток [2].

Одна из перспективных активных стратегий интенсификации смешения состоит в размещении источников импульсного локального нагрева вблизи области взаимодействия поперечной струи со сверхзвуковым потоком. В качестве таких источников нагрева рассматриваются электрические разряды [2] или лазерное излучение [3].

Одна и та же средняя мощность энерговклада может быть вложена в область смешения газов либо редкими, но мощными импульсами, либо сравнительно слабыми импульсами, повторяющимися со специально подобранной частотой. Цель данной работы состоит в численном исследовании влияния импульсного энерговклада на локальные и интегральные характеристики течения, возникающего при инжекции вторичной поперечной струи в сверхзвуковой поток воздуха через отверстие на плоской стенке; и сравнении различных режимов энерговклада, которые отличаются друг от друга частотой импульсов, но имеют одну и ту же среднюю мощность энерговклада.

Моделирование проводилось в отечественном многодисциплинарном программном комплексе FlowVision 3.13. Для расчета эволюции локальных характеристик течения был использован метод нестационарных уравнений

Навье — Стокса, осредненных по Рейнольдсу (URANS). Система уравнений замыкалась с помощью модели турбулентности KEFV — модифицированной модели *k*–ε [4], которая в прошлом показала хорошие результаты при расчете течений с отрывом и присоединением потока.

Известно множество примеров успешного применения FlowVision с указанным методом моделирования для гидродинамических расчетов в области плазменной аэродинамики и стимулированного горения [5, 6]. В частности, была проведена валидация метода URANS с моделью турбулентности KEFV на примере похожего классического частного случая инжекции вторичной поперечной струи в поток воздуха через отверстие на плоской стенке [7].

Параметры сверхзвукового потока (T_g=170 К, P=22 кПа, M=2) были заданы с учетом параметров стенда ИАДТ-50 в ОИВТ РАН для обеспечения возможности повторения моделируемых процессов в натурном эксперименте. В качестве газа вторичной струи был взят негорючий CO_2. Поперечная струя инжектировалась через круглое отверстие диаметром d=3 мм на плоской поверхности.

Было рассчитано несколько вариантов инжекции с различным параметром J:

$$J = \frac{(\rho U^2)_{jet}}{(\rho U^2)_{fs}}, \tag{1}$$

где ρ — локальная плотность, U — модуль локальной скорости. Индекс «*jet*» соответствует характеристиками воздуха, усредненным по поперечному сечению инжектора. Индекс «*fs*» соответствует характеристикам воздуха в свободном потоке на удалении от стенки. Для дозвукового сопла параметр J был задан в диапазоне от 0,7 до 1,3.

Импульсно-периодический локальный нагрев моделировался с помощью модификатора, который добавлял в УНС дополнительный член с объемным тепловыделением в небольшой области (длиной 3 мм и радиусом 0,8 мм), локализованной с наветренной стороны от отверстия инжектора.

Были рассчитаны и визуализированы поля следующих характеристик в области около инжектора: давление, плотность, мольная доля углекислого газа, и другие. На основании локальных характеристик были вычислены интегральные характеристики: интегральный критерий эффективности смешения η_m, интегральная глубина проникновения струи h:

$$\eta_m = \frac{\int W_r \rho u \, dA}{\int W \rho u \, dA}, W_r = \begin{cases} W, & W \le W_{st} \\ W_{st}\left(\frac{1-W}{1-W_{st}}\right), & W > W_{st}, \end{cases} \tag{2}$$

где W — массовая доля газа вторичной струи, u — компонента скорости, сонаправленная со свободным потоком, W_{st} — произвольный коэффициент, соответствующий значению W при наилучшем смешении (в данной работе положен равным 0,5);

$$h = \frac{\int \rho u W y \, dA}{\int \rho u W \, dA}, \tag{3}$$

где y — расстояние до плоскости инжекции.

Была построена зависимость η_m и h от частоты энерговклада f при одной и той же средней мощности энерговклада. Интегралы в (2) и (3) были взяты по нескольким поперечным сечениям воздушного тракта.

Было показано, что существуют частоты энерговклада, при которых эффективность смешения оказывается выше (прирост η_m до 10 % и более), чем при энерговкладе с такой же средней мощностью, но в виде редких импульсов с большей энергией. Для каждого случая инжекции было определено оптимальное соотношение частоты импульсного энерговыделения и энергии в одном импульсе, способствующее наилучшему перемешиванию.

Результаты численного моделирования будут учтены при подготовке натурного эксперимента по возбуждению неустойчивости в сдвиговом слое на границе вторичной поперечной струи в сверхзвуковом потоке воздуха периодическими искровыми разрядами возле кромки отверстия инжектора.

Исследование было поддержано грантом РНФ № 21-79-10408.

Литература

[1] Bai N., Fan W., Zhang R. A mixing enhancement mechanism for a hydrogen transverse jet coupled with a shear layer for gas turbine combustion. *Physics of Fluids*, 2023, vol. 35, pp. 045111. https://doi.org/10.1063/5.0142960

[2] Cai Z., Gao F., Wang H., Ma C., Yang T. Numerical Study on Transverse Jet Mixing Enhanced by High Frequency Energy Deposition. *Energies*, 2022, vol. 15, iss. 21, art. 8264. https://doi.org/10.3390/en15218264

[3] Lazar E., Elliott G., Glumac N. Energy Deposition Applied to a Transverse Jet in a Supersonic Crossflow. *AIAA Journal*, 2010, vol. 48, pp. 1662–1672. https://doi.org/10.2514/1.J050050

[4] Жлуктов С.В., Аксенов А.А. Пристеночные функции для высокорейнольдсовых расчетов в программном комплексе FlowVision. *Компьютерные исследования и моделирование*, 2015, т. 7, № 6, с. 1221–1239. https://doi.org/10.20537/2076-7633-2015-7-6-1221-1239

[5] Shurupov M.A. et al. Gasdynamic instabilities during decay of the submicrosecond spark dis-charge channel. *High Temperature*, 2014, vol. 52, no. 2, pp. 169–178. https://doi.org/10.1134/S0018151X14010192

[6] Firsov A.A. et al. Development of plasma actuator based on surface sparks for a buffet con-trol. *54th AIAA Aerospace Sciences Meeting*. American Institute of Aeronautics and As-tronautics Inc., AIAA, 2016. https://doi.org/10.2514/6.2016-1690

[7] Volkov L.S., Firsov A.A. Modeling the influence of repetitively pulsed heating on the formation of perturbations at the boundary of a transverse jet in a supersonic crossflow. *Computer Research and Modeling*, 2023, vol. 15, no. 4, pp. 845–860. https://doi.org/10.20537/2076-7633-2023-15-4-845-860

УДК 533.6.071.8, 533.6.071.3

Измерение давления и теплового потока в передней отрывной области при обтекании цилиндра спутным сверхзвуковым потоком

Попов Павел Аркадьевич[1] pavel.popov@mail.ioffe.ru
Масюкевич Алексей Владимирович[1] masyukav@mail.ioffe.ru
Колесник Елизавета Владимировна[2] kolesnik_ev@mail.ru
Монахов Николай Александрович[1] nikolay.monakhov@mail.ioffe.ru
Бабич Елена Викторовна[2] lll.helen.lll@mail.ru

[1] *ФТИ им. А.Ф. Иоффе*

[2] *СПбПУ*

Проведено измерение теплового потока в пограничном слое за падающей ударной волной на внутренней поверхности ударной трубы. Показано хорошее согласие с известными теоретическими зависимостями для теплообмена в ламинарном и турбулентном пограничном слое. Получено распределение среднего значения и пульсационных составляющих теплового потока и давления в передней отрывной области перед цилиндрическим препятствием. Определены границы отрывной области.

Ключевые слова: *вязко-невязкое взаимодействие, пограничный слой, ударная волна, тепловой поток, давление, измерения*

Исследование особенностей нестационарного взаимодействия ударных волн с пограничным слоем является одной из актуальных задач экспериментальной и вычислительной газодинамики [1–4]. К настоящему моменту достаточно подробно изучены основные механизмы, определяющие вязко-невязкое взаимодействие в широком диапазоне чисел Маха и Рейнольдса набегающего сверхзвукового потока. Несмотря на многолетнюю историю экспериментальных исследований, используемые диагностические средства, как правило, ограничивались измерением давления и теневой фотосъемкой, а количество работ, посвященных исследованию тепловых потоков, весьма незначительно [5–7]. Основным направлением современных исследований является анализ динамических характеристик в области взаимодействия [1, 2], где публикации с результатами тепловой диагностики полностью отсутствуют.

В настоящей работе представлены результаты измерения теплового потока и давления в передней отрывной зоне перед цилиндрическим препятствием, обтекаемым сверхзвуковым потоком. Задачей экспериментов было получение как средних значений величин, так и пульсационных составляющих.

Эксперименты были выполнены на прямоугольной ударной трубе ФТИ им. А.Ф. Иоффе с внутренним сечением 150×50 мм. Внутри камеры низкого давления, горизонтально, боковой поверхностью навстречу набегающему потоку был установлен цилиндр диаметром 12 мм и длиной 50 мм. Пограничн-

ный слой развивался вдоль внутренней поверхности ударной трубы. В качестве рабочего газа использовался воздух при начальном давлении 1,33 кПа, число Маха падающей ударной волны $M_1 = 4{,}8$. Рассчитанная по начальным условиям эксперимента скорость спутного потока $V_2 = 1350$ м/с, плотность $\rho_2 = 0{,}087$ кг/м^3 и температура $T_2 = 1465$ K, число Маха $M_2 = 1{,}8$, число Рейнольдса $Re_2 = 2{,}5 \cdot 10^4$.

В экспериментах использовался датчик теплового потока на анизотропном термоэлементе из монокристалла висмута [8] размером в плане $4 \times 0{,}4$ мм и толщиной 0,35 мм. Датчик был предварительно откалиброван по отраженной ударной волне [9]. Определено, что верхняя частотная граница, ограничиваемая динамическими характеристиками датчика и усилителя, составляет ≈ 100 кГц.

В первой серии экспериментов проводилось измерение теплового потока в невозмущенном пограничном слое без установленного цилиндра. Основной задачей экспериментов являлась определение амплитуды пульсаций давления спутного потока и длительность стационарной фазы. Получение достоверных сведений о качестве набегающего потока является принципиально важным при исследовании особенностей нестационарного взаимодействия ударной волны с пограничным слоем. Также было исследовано влияние особенностей крепления датчика теплового потока в диагностическом окне на возмущение нестационарного пограничного слоя и момент ламинарно-турбулентного перехода.

Длительность ламинарной фазы, в течение которой происходило убывание теплового потока по закону $q \sim 1/\sqrt{t}$ составляла $50 - 300$ μs в зависимости от места установки датчика. Теплообмен в развитом турбулентном пограничном слое описывается соотношением $St \cdot Re^{1/5} = \text{const}$, где константа зависит от интенсивности ударной волны [10–12]. В данных экспериментах получено $St \cdot Re^{1/5} = 0.042$ при $Re = 5 \cdot 10^5$. Длительность течения с постоянными параметрами составляла ≈ 700 μs.

Во второй серии экспериментов проводилось измерение давления и теплового потока на различном расстоянии в передней отрывной зоне перед цилиндром. Полученные распределения давления перед цилиндром показывают, что при формировании течения вблизи сочленения цилиндра с поверхностью стенки образуются две зоны повышенного давления, которые с течением времени немного меняют свою положение. В спектре присутствуют пульсационные составляющие в диапазоне частот 10–100 Гц. Распределения теплового потока, полученные с пространственным разрешением 0,5 мм, позволяют определить области резкого повышения теплового потока, возникающие из-за формирования подковообразных вихревых структур в передней отрывной области перед цилиндром.

Работа выполнена при поддержке гранта РНФ № 23-29-00286.

Литература

[1] Sabnis K., Babinsky H. A review of three-dimensional shock wave–boundary-layer interactions. *Prog. Aerosp. Sci.*, 2023, vol. 143, art. no. 100953. https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2023.100953

[2] Gaitonde D.V., Adler M.C. Dynamics of Three-Dimensional Shock-Wave/Boundary-Layer Interactions. *Annu. Rev. Fluid Mech.*, 2023, vol. 55, pp. 291–321. ttps://doi.org/10.1146/annurev-fluid-120720-022542

[3] Gaitonde D.G. Progress in shock wave/boundary layer interactions. *Prog. Aerosp. Sci.*, 2015, vol. 72, pp. 80–99. https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2014.09.002

[4] Dolling D.S. Fifty Years of Shock-Wave/Boundary-Layer Interaction Research: What Next? *AIAA J.*, 2001, vol. 39 (8), pp. 1517–1531. https://doi.org/10.2514/2.1476

[5] Tutty O.R., Roberts G.T., Schuricht P.H. High-speed laminar flow past a fin–body junction. *J. Fluid Mech.*, 2013, vol. 737, pp. 19–55.https://doi.org/10.1017/jfm.2013.541

[6] Wang S.F., Ren Z.Y., Wang Y. Effects of Mach number on turbulent separation behaviours induced by blunt fin. *Exp Fluids.*, 1998, vol. 25(4), pp. 347–351. https://doi.org/10.1007/s003480050239

[7] Schuricht P., Roberts G. Hypersonic interference heating induced by a blunt fin. *Proceedings of 8th AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 1998, AIAA Paper 98-1579. https://doi.org/10.2514/6.1998-1579

[8] Sapozhnikov S.Z., Mityakov V.Yu., Mityakov A.V. Heatmetry: The Science and Practice of Heat Flux Measurement: *Heat and Mass Transfer*, Springer International Publishing, 2020, pp. 209. https://doi.org/10.1007/978-3-030-40854-1

[9] Попов П.А., Монахов Н.А., Лапушкина Т.А., Поняев С.А., Куракин Р.О. Калибровка тепловых датчиков на анизотропных термоэлементах и гетерогенных металлических структурах с помощью отраженной ударной волны. *Письма в ЖТФ*, 2022, т. 48 (20), с. 7–10. http://dx.doi.org/10.21883/PJTF.2022.20.53688.19297

[10] Зуев В.И., Коньков А.А., Сокольский А.А., Шиков В.К. Конвективный теплообмен при обтекании пластины потоком ударно нагретого воздуха. *ТВТ*, 1989, т. 27 (6), с. 1139–1144.

[11] Knauss H., Roediger T., Bountin D., Smorodsky B., Maslov A., Srulijes J. Novel Sensor for Fast Heat-Flux Measurements. *J. Spacecr. Rockets*, 2009, vol. 46 (2), pp. 255–265. https://doi.org/10.2514/1.32011

[12] Davies W.R., Bernstein L. Heat transfer and transition to turbulence in the shock-induced boundary layer on a semi-infinite flat plate. *J. Fluid Mech.*, 1969, vol. 36 (1), pp. 87–112. https://doi.org/10.1017/S0022112069001534

УДК 532

Поверхностное натяжение магнитной наножидкости

Сергеев Михаил Николаевич mihail_sergeev@mail.ru

РГАТУ имени П.А. Соловьева

В работе рассматривается магнитная наножидкость. Описывается метод ее получения. Определяется намагниченность наножидкости. Для измерения коэффициента поверхностного натяжения используется метод отрыва капли. В этом методе при выходе наножидкости из трубки образуется капля. Фиксируется минимальная масса капли, соответствующая ее почти статическому отрыву от трубки. Из условия равновесия определяется коэффициент поверхностного натяжения. При течении наножидкости по трубке, определяется ее расход, перепад давления. По этим данным вычисляется динамическая вязкость наножидкости.

Ключевые слова: *вязкость, магнитная наножидкость, намагниченность, коэффициент поверхностного натяжения*

Литература

[1] Tekir M., Taskesen E., Aksu B., Gedik E., Arslan K. Comparison of Bi-directional Multi-Wave Alternating Magnetic Field Effect on Ferromagnetic Nanofluid Flow in a Circular Pipe under Laminar Flow Conditions. *Appl. Therm. Eng.*, 2020, vol. 179, art. 115624. https://doi.org/10.1016/j.applthermaleng.2020.115624

УДК 533.6

О структуре течения при сверхзвуковом обтекании полуконуса на пластине

Зубин Михаил Адольфович zubinma@mail.ru
Максимов Федор Александрович f_a_maximov@mail.ru

НИИ механики МГУ имени М.В. Ломоносова

Представлены результаты экспериментального и численного исследований структуры течения около полуконуса на пластине с прямой сверхзвуковой кромкой при числе Маха M = 3. Экспериментально показано существенное влияние на структуру течения в ударном слое около полуконуса интенсивности контактных разрывов, исходящих из тройных точек либо λ-конфигурации ударных волн, сопутствующей области отрыва на пластине, либо на головной ударной волне, возникающих при обтекании компоновки без или с углом атаки. На основе моделей невязкого и вязкого газа разработаны методы расчета течения в коническом приближении. Проведено сопоставление результатов численного моделирования с данными эксперимента.

Ключевые слова: *сверхзвуковой поток, полуконус на пластине, коническое течение, маховская конфигурация ударных волн, контактный разрыв, вихревые особенности Ферри*

В [1] для сверхзвукового обтекания невязким газом под углом атаки треугольной пластины с полуконусом, имеющих общую вершину приведена схема, в которой контактный разрыв, исходящий из тройной точки на головной волне, возникающей при ее взаимодействии с плоским скачком уплотнения на передней кромке пластины, совместно с линиями тока в его окрестности образуют особенность Ферри (узел линий тока), расположенную в точке излома контура при пересечении поверхностей пластины и полуконуса. В [2] при проведении комплексных теоретических и экспериментальных исследований симметричного и несимметричного обтекания V-образных крыльев со сверхзвуковыми передними кромками на режимах с маховской конфигурацией ударных волн в структуре ударного слоя было обнаружено появление вихревых структур невязкого происхождения — вихревых особенностей Ферри и установлены критерии их возникновения. Таковыми явились интенсивность контактных разрывов, порождаемых точками ветвления ударных волн, и число Маха компоненты скорости невозмущенного потока, нормальной к коническому лучу, проходящему через соответствующую точку ветвления. В [3] показана применимость критериев существования невязких вихревых структур (вихревых особенностей Ферри) в ударном слое около V-образных крыльев в случаях образования контактного разрыва соответствующей интенсивности, исходящего из точки ветвления λ-конфигурации ударных волн, сопровождающей отрыв турбулентного пограничного слоя под воздействием внутренней ударной волны, падающей на подветренную консоль крыла. Тем

самым показано, что образование в ударном слое вихревых особенностей Ферри не зависит от причины, вызвавшей существование контактного разрыва, а зависит лишь от его интенсивности.

С применением различных экспериментальных методов, в том числе специального оптического метода для визуализации сверхзвуковых конических течений, проведено исследование обтекания при числе Маха $M = 3$ и числе $Re = 0{,}85 \cdot 10^7$ полуконусов с различными углами раскрытия, устанавливаемых на пластине с прямой кромкой, вершины которых совпадали с кромкой.

При обтекании под нулевым углом атаки для полуконусов с полууглами $\vartheta = 20$, 25 и 30° на теневых снимках отчетливо наблюдаются зона отрыва целиком расположенная на пластине и над ней λ-конфигурация ударных волн, что указывает на ошибочность схемы течения, предложенной в [4], в которой присоединение потока происходит на поверхности конуса. Из анализа теневых картин, распределений давления и картин предельных линий тока на поверхности пластины и полуконуса следует, что линия растекания на поверхности конуса связана с приходом линии тока, отделяющей семейство линий тока из области смешения потоков, образующих область отрыва, и принадлежащей линиям тока, располагающимся над областью отрыва, но ниже тройной точки λ-конфигурации ударных волн. В зависимости от интенсивности контактного разрыва λ-конфигурации ударных волн на поверхности полуконуса появляются дополнительные особые линии. При $\vartheta = 20$ и 25° контактный разрыв и линии тока над ним, прошедшие через головную ударную волну образуют стандартную особенность Ферри — узел линий тока, располагающуюся на поверхности полуконуса. При увеличении интенсивности контактного разрыва ($\vartheta = 30°$) и достижении пороговых значений критериев [2] на теневом снимке наблюдается зарождение вихревой особенности Ферри над седловой особой точкой, расположенной между нижней и верхней точками растекания на поверхности полуконуса. Последняя из них образуется в плоскости симметрии течения.

Сравнение результатов расчетов, проведенных с помощью разработанных численных кодов для модели вязкого газа указывают на их хорошее соответствие с экспериментальными данными.

При обтекании полуконусов ($\vartheta =$ 20, 25 и 30°) на пластине под углом атаки $\alpha = 10°$ образуются две тройных точки, а следовательно и два контактных разрыва. Первая на головной ударной волне от взаимодействия с плоской ударной волной от пластины, а вторая в λ-конфигурации ударных волн над областью отрыва на пластине, возникающей при взаимодействии внутренней волны, исходящей из тройной точки на головной волне, с пограничным слоем на пластине. Анализ экспериментальных данных и расчет интенсивностей контактных разрывов по методикам, предложенным в [2, 3], показывают, что при наличии двух контактных разрывов структура течения в ударном слое определяется более высокой интенсивностью первого, исходящего из точки ветвления на головной ударной волне. В зависимости от его

интенсивности наблюдается течение или со стандартной особенностью Ферри на поверхности полуконуса, или возникновение вихревых структур невязкого происхождения над его поверхностью при достижении пороговых значений критериев [2].

Сопоставление результатов расчета для модели невязкого газа и экспериментальных данных указывает на возможность использования более простых численных кодов для моделирования течения в ударном слое около полуконуса при локальном влиянии отрывной зоны на пластине.

Литература

[1] Scheuing R.A. Outer inviscid hypersonic flow with attached shock waves. *ARS J.*, 1961, vol. 31 (4), pp. 486–505.

[2] Зубин М.А., Максимов Ф.А., Остапенко Н.А. Критерии существования невязких вихревых структур в ударных слоях конических течений газа. *Доклады РАН*, 2014, т. 454, № 3, с. 282–289.

[3] Зубин М.А., Максимов Ф.А., Остапенко Н.А. Невязкие вихревые структуры в ударных слоях конических течений около V-образных крыльев. *Изв. РАН. МЖГ*, 2017, № 3, с. 96–113. https://doi.org/10.7868/S0568528117030112

[4] Авдуевский В.С., Грецов В.К. Исследование трехмерного отрывного обтекания полуконусов, установленных на плоской пластине. *Изв. АН СССР. МЖГ*, 1970, № 6, с. 112–115.

УДК 536.24

Идентификация теплофизических свойств сверхпроводниковой катушки статора генератора для силовой криогенной энергосистемы космических аппаратов

Ильин Владислав Викторович v.v.ilyin@inbox.ru
Моржухина Алёна Вячеславовна alena.morzhukhina@yandex.ru
Викулов Алексей Геннадьевич viarticle@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрены алгоритмы идентификации моделей теплопереноса в высокотемпературном сверхпроводящем материале обмотки катушки статора, которая является частью генератора для использования в опытной силовой криогенной энергосистеме автоматических космических аппаратов. Разработанные алгоритмы идентификации основаны на методе итерационной регуляризации. Найденные теплофизические свойства применяются для изучения электротеплового взаимодействия высокотемпературного сверхпроводника до его перехода в сверхпроводящее состояние.

Ключевые слова: *идентификация, теплофизические свойства, сверхпроводники, энергоустановки*

Одним из направлений развития энергетических установок летательных аппаратов является создание генераторов, основанных на высокотемпературных сверхпроводниках, которые работают при криогенных температурах [1]. Явление сверхпроводимости имеет место в строго определенном диапазоне температур, поэтому зависит от теплофизических свойств. Целью работы является определение этих свойств для высокотемпературного сверхпроводникового материала, который используется в качестве обмотки катушки в составе конструкции статора электрогенератора, расчетно-экспериментальным методом с применением задач идентификации.

Теплопроводность и электропроводность полупроводника до перехода в сверхпроводящее состояние связаны законом Видемана — Франца — Лоренца [2], но после перехода число Лоренца материала теряет физический смысл, так как электрическое сопротивление становится равным нулю. Взаимосвязь теплопроводности и теплоемкости выражается прямой пропорциональностью, которая наблюдается вплоть до окрестности абсолютного нуля, но переменный коэффициент пропорциональности, как правило, неизвестен, поэтому формально эти параметры являются независимыми [3].

Решение задач идентификации производится для математических моделей теплообмена с различным числом пространственных измерений (модель с сосредоточенными параметрами, одномерное уравнение теплопроводности и трехмерная модель). Трехмерная модель является основной и идентифицируется двухмодельным методом при помощи модели с сосредоточенными параметрами и одномерной модели.

При построении виртуальной теплофизической модели необходимо учитывать зависимость теплопроводности и теплоемкости от температуры, которая получается при идентификации этих свойств по экспериментально определенным функциям температуры элементов конструкции от времени. Из-за большого количества узлов и связанных с ними уравнений идентификация свойств подробной математической модели с плотной объемной или поверхностной сеткой затруднена. Именно поэтому целесообразно использовать двухмодельный метод, ставя в соответствие основной модели упрощенную, построенную для определенного участка подробной модели. В этом случае упрощенная модель может быть одномерной или в сосредоточенных параметрах, что вполне приемлемо при соблюдении соответствующих условий проведения эксперимента [4].

Для идентификации одного вектор-столбца неизвестных свойств, число которых не превышает количества уравнений, необходим вектор экспериментальных функций температур от времени с таким же количеством компонент. Так как свойства не явно зависят от температуры (зависимость явная только от времени), то модели с сосредоточенными параметрами являются квазилинейными. Однако, при наличии временной зависимости экспериментальных температур возможно перейти и к температурной зависимости свойств [5, 6].

После эксперимента проводятся проверочные расчеты. Упрощенная модель идентифицируется по экспериментальным данным, и появляются температурные зависимости ее свойств, определенных как по виртуальной, так и по реальной модели. Для каждой температуры находится коэффициент, равный частному свойств, идентифицированных по двум моделям. Этот коэффициент является поправкой, на которую необходимо умножить соответствующее свойство имитационной модели для данной температуры. Сопоставление экспериментальных температурных полей во времени с полями, полученными по уточненной имитационной модели, позволяет сделать вывод об адекватности модели.

При обезразмеривании промежуточных моделей появляется теоретическая возможность использовать не полномасштабные натурные модели, а их уменьшенные макеты со свойствами, обеспечивающими те же самые значения безразмерных параметров.

Литература

[1] Ковалёв Л.К., Ковалёв К.Л., Конеев С.М.-А., Пенкин В.Т., Полтавец В.Н. *Электромеханические преобразователи на основе массивных высокотемпературных сверхпроводников*. Москва, МАИ-ПРИНТ, 2008.

[2] Охотин А.С., Боровикова Р.П., Нечаева Т.В. *Теплопроводность твердых тел: Справочник*. Москва, Энергоатомиздат, 1964, с. 5–33.

[3] Новицкий Л.А., Кожевников И.Г. Теплофизические свойства материалов при низких температурах. Справочник. Москва, Машиностроение, 1975.

[4] Балаковский С.Л. Решение обратных задач теплообмена двухмодельным методом. *ИФЖ*, 1989, т. 57, № 3, с. 500–503.

[5] Викулов А.Г., Ненарокомов А.В. Уточненное решение вариационной задачи идентификации математических моделей теплообмена с сосредоточенными параметрами. *Теплофизика высоких температур*, 2019, т. 57, № 2, с. 234–245. https://doi.org/10.1134/S0040364419010356

[6] Викулов А.Г., Ненарокомов А.В. Параметрическая идентификация математических моделей теплообмена в космических аппаратах. *Инженерно-физический журнал*, 2019, т. 92, № 1, с. 32–45.

Секция 8. ЭКОНОМИКА И УПРАВЛЕНИЕ ПРЕДПРИЯТИЯМИ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКОЙ ПРОМЫШЛЕННОСТИ

УДК 629.7:338.001.36

Экономическая эффективность применения космических аппаратов малой размерности

Азаренко Людмила Григорьевна azarenko.lg@khrunichev.ru

НИИ КС имени А.А. Максимова — филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Рассмотрены основные факторы экономической эффективности космических аппаратов малой размерности. Показано, что во многих случаях для решения определенного класса задач экономически намного выгоднее использовать группировку малых спутников как замену одного большого космического аппарата. Техническую полезность многофункциональной космической системы малых космических аппаратов предлагается оценивать скалярным показателем, определяющим степень достоверности информации, а полную стоимость системы — векторным показателем, характеризующим стоимость ее построения и эксплуатации.

Ключевые слова: *космический аппарат малой размерности, многофункциональная космическая система, эксплуатация, эксплуатационные затраты, экономическая эффективность*

Сегодня космические аппараты малой размерности рассматриваются как один из наиболее перспективных вариантов пополнения и расширения орбитальных группировок. Существуют проекты создания многофункциональных космических систем, полностью образованных малыми космическими аппаратами. Экономическая перспективность подобных систем связана с относительно небольшой (по сравнению с традиционными космическими системами) стоимостью их проектирования, производства и запуска [1]. Для микро- и наноспутников открыты возможности кластерных запусков, в том числе с помощью конверсионных средств выведения, а также они могут выступать в качестве «попутной» нагрузки для транспортных средств тяжелого класса. Космические аппараты малой размерности могут применяться в качестве орбитального резерва для элементов космических группировок, переходящих в иную орбитальную позицию [2].

Практика показывает, что для определенного круга задач использование космической системы малых спутников оказывается экономически более целесообразным, чем одного традиционного космического аппарата [3].

Сокращение в сложной сегодняшней обстановке «космического бюджета» делает еще более острой проблему выбора наиболее экономичной модели построения многофункциональной космической системы космических аппаратов малой размерности. Основная целевая задача названной системы — это проведение с заданной вероятностью селекции объектов в границах избранного участка земной поверхности. Для оценки экономической эффективности предлагается использовать соотношение «полезность — стоимость» [4, 5].

В рамках предложенного подхода техническая полезность многофункциональной космической системы малых космических аппаратов будет оцениваться скалярным показателем (по степени достоверности поставляемой информации), а полная стоимость системы — уже векторным показателем, учитывающим затраты по всем этапам ее жизненного цикла. Предложенный подход включает двухуровневую модель выбора состава космической системы. Первый уровень отбора космических аппаратов осуществляется по критерию удовлетворения выбранному скалярному показателю. На втором уровне добавляется показатель оптимальной стоимости.

При технико-экономическом обосновании многофункциональной космической системы космических аппаратов малой размерности учитываются численность группировки, стоимость производства, запуска, эксплуатации и замены составляющих группировки, срок активного существования. Коэффициент достоверности информации рассчитывается исходя из площади сканируемого района, отведенного времени сканирования (с учетом достигнутой разрешающей способности). С ростом площади сканируемой земной поверхности растет вероятность фиксирования объекта, а со снижением разрешающей способности уменьшается вероятность классификации объекта.

Осуществив анализ экономических преимуществ многофункциональной космической системы малых космических аппаратов, необходимо отметить эффективность решения микроспутниками целевых задач на низких околоземных орбитах от 200 до 1000 км, где период активной работы тяжелых спутников (без коррекции) достаточно мал, возможности оперативной модификации в ответ на изменение целевых задач создаваемой группировки, снижение влияния спутниковой платформы (обеспечивается спецификой конфигурации) на работу полезной нагрузки, вариативность выведения на заданные орбиты (кластерный запуск, варианты скрытного выведения и т. д.), возможность оперативной замены элементов космической группировки.

Литература

[1] Цисарский А.Д. Управление проектами по созданию перспективных изделий ракетно-космической техники. Москва, ИД «Экономическая газета», 2015.

[2] Анпилогов В.Р. Эффективность низкоорбитальных систем спутниковой связи на основе малых космических аппаратов. *Технологии и средства связи*, 2015, № 4, с. 62–67.

[3] Тюлин А.Е. Экономическая эффективность новых технологий создания и функционирования малых космических аппаратов дистанционного зондирования Земли сверхвысокого разрешения. *Информация и космос*, 2021, № 2, с. 156–164.

[4] Кочетов В.В., Колобов А.А., Омельченко И.Н. *Инженерная экономика*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2011.

[5] Яныгин В.Ю. Методология оценки стоимости ракетно-космической техники с учетом затрат на технологическую подготовку производства. *Экономика: вчера, сегодня, завтра*, 2023, т. 13, № 3А, с. 219–225.
https://doi.org/10.34670/AR.2023.84.94.023

УДК 658.512.6

Систематизация атрибутов бизнес-процессов в рамках цикла управления машиностроительным предприятием

Бром Алла Ефимовна allabrom@bmstu.ru
Третьякова Виктория Александровна tva@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Предложен подход к управлению системой планирования машиностроительного предприятия через выделенные атрибуты бизнес-процессов, позволяющий не только достигать поставленных целей на различных уровнях планирования, но и регулировать эффективность их достижения за счет управления ими. Представлены и систематизированы атрибуты бизнес-процессов, которые включают в себя кроме характеристик процессов, показатели выпускаемой на машиностроительном предприятии продукции.

Ключевые слова: *машиностроительное предприятие, управление, планирование, бизнес-процесс, атрибут*

Результатом деятельности машиностроительного предприятия является продукция, соответствующая его специализации. Независимо от того, какой вид продукции производится на предприятии, основной его целью является обеспечить заданное качество продукции, произвести ее в необходимом количестве в заданные сроки и при минимальных затратах ресурсов. Кроме того, совершенствование и развитие являются ключевыми факторами конкурентоспособности машиностроительного предприятия [1, 2]. Чтобы добиться основной цели, руководству предприятия необходимо иметь эффективную систему планирования и управления производственными процессами.

Процесс планирования на большинстве машиностроительных предприятий является отделимой частью от их основной деятельности и не интегрирован в производственные процессы. Существует прямая связь между основной целью предприятия и управлением его основными процессами.

Каждый процесс имеет набор атрибутов, характеризующий его особенности [3]. Атрибуты бизнес-процессов — это характеристики, критерии и показатели, которые определяют их особенности [4, 5].

В большинстве случаев набор атрибутов целесообразно определять не только для бизнес-процессов верхнего уровня, но и для отдельных процедур и операций. Атрибуты бизнес-процессов верхнего уровня и атрибуты операций будут составлять единое иерархическое множество связанных величин.

Процесс планирования традиционно делится на следующие уровни по типам целей [5–7]: стратегический, тактический, оперативный. На стратегическом уровне планирования на основании результатов анализа внешней и внутренней среды машиностроительного предприятия происходит выбор или разработка стратегии, предполагающей выбор рациональных (оптималь-

ных) целей и средств к их достижению. На тактическом уровне планирования происходит обеспечение тактики выбранной стратегии за счет распределения ресурсов предприятия. На оперативном уровне планирования разрабатываются конкретные действия в целях обеспечения текущей работы машиностроительного предприятия для достижения поставленных стратегических целей.

Независимо от уровня сам по себе процесс планирования представляет не только установление целевых значений желаемых результатов, но и методы их достижения. В этот момент и становится очевидна связь между системой планирования и процессами машиностроительного предприятия, так как именно на этапе планирования происходит выбор и задаются значения атрибутов бизнес-процессов, влияющих на достижение поставленных целей. Необходимо отметить, что уровни планирования имеет жесткую связь с уровнями детализации процессов, т. е. стратегическое планирование, как правило, происходит на верхнем уровне процессной модели предприятия, тактическое планирование — на уровне самих процессов и их процедур, а оперативное планирование — на уровне операций. Система планирования должна подвергаться постоянной корректировке в процессе реализации поставленных задач и контроля их результатов.

Организация эффективной системы планирования на машиностроительном предприятии играет ключевую роль в повышении его конкурентоспособности не только за счет достижения поставленных целей, но и за счет их достижения с наименьшими затратами и наилучшим результатом, следовательно, гарантией успеха системы планирования является разработка и реализация эффективной системы взаимоувязанных мер, образующих жесткую связь между целями и задачами планирования и атрибутами бизнес-процессов.

Литература

[1] Скворцов Ю.В., ред. *Организация и планирование машиностроительного производства (производственный менеджмент)*. Москва, Студент, 2019.

[2] Струруа К.О., Водчиц А.С., Ляхович Д.Г. и др. Проектирование организационной структуры управления предприятия машиностроения: принципы, методы и подход к реализации. *Будущее машиностроения России. Сб. докл. XIII Всерос. конф. молод. учен. и спец.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020, т. 2, с. 377–379.

[3] Репин В.В. *Бизнес-процессы: моделирование, внедрение, управление*. Москва, Манн, Иванов и Фербер, 2013.

[4] Бром А.Е., Третьякова В.А. Управление планированием на производственном предприятии на уровне бизнес-процессов. *Татищевские чтения: проблемы науки и практики. Матер. XIX Междунар. науч.-практ. конф.* Тольятти, ВУиТ, 2023, с. 147–150.

[5] Бром А.Е., Третьякова В.А. Разработка средств стратегического планирования предприятием на уровне бизнес-процессов. *Компетентность*, 2023, № 8, с. 38–43. https://doi.org/10.24412/1993-8780-2023-8-38-43

[6] Омельченко И.Н., ред., Степанова А.Е., ред. *Проблемы управления предприятием и пути их решения.* Ярославль, Канцлер, 2017,

[7] Красникова А.С., Старожук Е.А., ред. *Механизм управления системой стратегического и тактического планирования предприятия оборонно-промышленного комплекса в условиях диверсификации.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021.

УДК 346.56

Правовой статус цифрового двойника производства промышленного предприятия

Бунак Валерий Александрович bunak_va@mail.ru
Белицина Екатерина Владимировна a7476@mail.ru
Белова Юлия Николаевна julia_ast@mail.ru
Цандер Яна Меркурьевна janastr@mail.ru

АО «ВПК «НПО машиностроения»

Осуществлен анализ понятий «цифровой двойник» и «цифровой двойник производства» с точки зрения определения их правового статуса в условиях цифрового развития промышленности и прилагаемых государством мер по внедрению. Актуальность темы исследования определена отсутствием достаточного правового регулирования указанных цифровых технологий, а также проведением исследования в междисциплинарной плоскости. Помимо общенаучных методов в процессе исследования авторами были применены методы сравнительно-правового исследования и правового моделирования. В процессе анализа особенностей цифрового двойника производства определяются его характеристики, влияющие на его правовой статус. Сделан вывод о том, что цифровой двойник предприятия как объект гражданских прав может быть отнесен к результатам интеллектуальной деятельности, подлежащим правовой охране в виде так называемого «сложного объекта».

Ключевые слова: *промышленное предприятие, цифровой двойник, цифровой двойник производства, объект права, результат интеллектуальной деятельности, сложный объект*

Указ Президента Российской Федерации от 21.07.2020 № 474 «О национальных целях развития Российской Федерации на период до 2030 года» выделяет цифровую трансформацию (цифровизацию), подразумевающую под собой увязанный комплекс планирования, организации и реализации хозяйственной деятельности в цифровом пространстве с помощью информационных технологий ранее выполнявшийся без использования цифровых продуктов. П.В. Магданов и В.В. Смирнов определяют цифровизацию как «организацию деловой деятельности в стратегических сетях с применением принципиально новых бизнес-моделей, основанных на нематериальных активах — современных информационных технологиях и платформах» [1].

В целях создания предпосылок для осуществления процесса нормативного правового регулирования законодателем разработан план мероприятий, который подразумевает его поэтапную реализацию с 2018 по 2035 год, включающую в себя разработку и внесение изменений в нормативные правовые акты, регулирующие вопросы стандартизации и многочисленные грани применения новейших инновационных технологий производства продукции в России.

Особая роль в вопросе цифровой трансформации отдана регулированию указанного вопроса в промышленности. Именно регулирование производ-

ственных процессов с помощью сквозных цифровых технологий является фундаментом «комплексного повышения эффективности и созданию условий для успешной работы отраслей», как указано в «Стратегии цифровой трансформации обрабатывающих отраслей промышленности в целях достижения их «цифровой зрелости» до 2024 года и на период до 2030 года».

Несмотря на санкционное давление на Россию, запрет на поставку программного обеспечения и ряда видов продукции и услуг, в промышленном и технологическом аспектах она находится в стадии ускоренного развития, в определенном смысле «в условиях обучения плаванию бросанием в воду», где успех обучаемого неизбежен.

В условиях цифровой эволюции промышленных предприятий особое значение приобретает создание цифрового двойника производства. Предполагается, что использование данной технологии существенно снизит временные, финансовые и иные ресурсные затраты [2], кроме того, создаст предпосылки для логики перехода к новым технологиям, в том числе цифровым, интеллектуальным, роботизированным системам, альтернативным материалам и моделям, что актуально в современных условиях санкционного давления и проведения политики импортозамещения.

В целях выработки соответствующего нормативно-правового регулирования необходимо формирование базового отправного понятийно-терминологического аппарата. В связи с этим на первый план выходит потребность и очевидная целесообразность уточнения соответствующего правового статуса цифрового двойника как особого объекта правоотношений.

Являясь частью нематериального цифрового мира, цифровой двойник, по своей сути, является юридической фикцией, сопоставимой с такими понятиями как «криптовалюта» и «искусственный интеллект».

«Дорожная карта развития «сквозной» цифровой технологии «Новые производственные технологии» приводит определение «цифровой двойник».

А.А. Карцхия [3] не только признает цифровой двойник объектом «цифрового гражданского оборота», «нематериальным объектом, выраженным в компьютерном коде, генерированном компьютерной программой», но и обращает внимание на приоритет легализации цифровых прав на нематериальный объект, также в ключе необходимости его правовой защиты.

По мнению Е.Н. Абрамовой [4] главной особенностью существования цифровых прав является их обитание только в информационной среде, а не в материальном мире, что фактически представляет собой не само право в обычном понимании, а способ его фиксации, признаваемым новым объектом гражданского права. Эту точку зрения поддерживают С.И. Суслова и У.Б. Филатова, считающие необходимым разделение цифровых прав «как объект и как средство удостоверения права» [5], Е.Ю. Руденко — «цифровые права создаются (возникают) в информационной системе и существует лишь в ней» [6].

Интересным представляется подход, при котором цифровой двойник рассматривается некоторыми учеными в качестве субъекта правоотношений [3].

С учетом того, что цифровой двойник может содержать в своем составе искусственный интеллект, его восприятие как квазисубъекта гражданских правоотношений перестает быть абстрактным.

В рамках утвержденного направления цифровой трансформации отдельных отраслей промышленности предполагаются основные источники, за счет которых происходит «наполнение» цифрового двойника производства, а именно, подключение всех средств производства к единой информационной среде, обобщающей полученные данные и обеспечение ее непрерывного наполнения новыми данными для цифрового двойника производства в целях последующей цифровизации компетенций для разработки возможностей искусственного интеллекта, автоматизации и роботизации производственных процессов.

Исходя из изложенного, цифровой двойник производства обладает свойствами изменчивости вследствие имитации реальных процессов предприятия, имеет как фактическую, так и потенциальную ценность, в том числе вследствие того, что в силу своих особенностей он способен создавать новые нематериальные объекты — расчетные модели, базы данных, генерировать определенные выводы.

Цифровой двойник предприятия, по мнению авторов, как объект гражданских прав может быть отнесен к результатам интеллектуальной деятельности, подлежащим правовой охране в виде так называемого «сложного объекта». Объективно существенным признаком сложного объекта будет наличие в его составе двух и более результатов интеллектуальной деятельности, подлежащей правовой охране. Многие авторы указывают на целостность формы сложного объекта, неотделимость его взаимодополняющих частей, позволяющие представлять их как единое целое, при этом сочетающее в себе совокупность нескольких результатов интеллектуальной деятельности [7, 8].

Некоторые исследователи предлагают выделять парные признаки для определения режима сложных объектов: единство результата и состав, включающий более одной части целого [9]. Очевидно, что цифровой двойник предприятия подразумевает наличие всех названных признаков.

Вопрос о правовом статусе цифрового двойника промышленного предприятия на текущий момент является дискуссионным, требующим дальнейшего правового регулирования и квалификации. Указанные шаги позволят преодолеть объективные трудности, связанные с его функционированием и снять определенные барьеры в использовании данной технологии в производстве, а также расширят возможности для его внедрения.

Литература

[1] Магданов П.В., Смирнов В.В. Актуальные правовые и институциональные проблемы цифровизации и применения цифровых платформ в российских банках. *Банковское право*, 2023, № 3, с. 32–39.
https://doi.org/10.18572/1812-3945-2023-3-32-39

[2] Golovina T., Polyanin A., Adamenko A., et al. Digital Twins as a New Paradigm of an Industrial Enterprise. *International Journal of Technology*, 2020, vol. 11, no. 6, pp. 1115–1124. https://doi.org/10.14716/ijtech.v11i6.4427

[3] Карцхия А.А. *Гражданско-правовая модель регулирования цифровых технологий. Дис. ... д-ра юр. наук*. Москва, 2019,

[4] Абрамова Е.Н. К вопросу о понятии цифрового права как объекта гражданских прав. *Юрист*, 2023, № 1, с. 54–60.

[5] Суслова С.И., Филатова У.Б. Объекты гражданских прав в условиях формирования информационного пространства России. *Пролог: журнал о праве*, 2019, № 2, с. 8–15. https://doi.org/10.21639/2313-6715.2019.2.2

[6] Руденко Е.Ю. К вопросу о понятии цифровых прав как объектов гражданских правоотношений. *Гражданское право*, 2021, № 4, с. 7–10. https://doi.org/10.18572/2070-2140-2021-4-7-10

[7] Амбарян А.Г. Сложные объекты авторских прав. *ИС. Авторское право и смежные права*, 2017, № 4, с. 7–14.

[8] Копылов А.Ю. Проблемы квалификации сложных объектов интеллектуальных прав. *Журнал российского права*, 2021, № 6, с. 75–90. https://doi.org/10.12737/jrl.2021.075

[9] Гринь Е.С. Разновидности сложных объектов интеллектуальных прав: вопросы судебной практики. *Актуальные проблемы российского права*, 2023, № 9, с. 112–118. https://doi..org/10.17803/1994-1471.2023.154.9.112-118

УДК 629.7:502.131.1

Анализ предпосылок и механизмов создания промышленной экосистемы в ракетно-космической отрасли на основе концепции «Индустрия 5.0»

Герцик Юрий Генрихович ygerzik@bmstu.ru
Омельченко Ирина Николаевна logistic@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлены результаты анализа предпосылок и целесообразности совершенствования механизмов государственно-частного партнерства на основе циркулярных бизнес-моделей в целях создания промышленной экосистемы на основе концепции «Индустрия 5.0» в российской ракетно-космической отрасли.

Ключевые слова: *ракетно-космическая отрасль, промышленная экосистема, Индустрия 5.0, устойчивое развитие, государственно-частное партнерство, бизнес-модель*

Введение. Необходимым условием развития российской ракетно-космической отрасли (РКО) является поиск и внедрение новых механизмов, инструментов и подходов к организации не только производственной, но и экономической, управленческой, научной и образовательной видов деятельности. Только их гармоничное и комплексное развитие на основе системного подхода позволит добиться устойчивого конкурентного положения предприятий РКО на мировых рынках, создаст предпосылки для роста промышленного и научного потенциала, обеспечит научно-технический задел для смежных отраслей и будет способствовать устойчивому развитию (УР) национальной экономики в целом. Среди основных факторов, препятствующих этому, в [1] упоминаются, в частности, сырьевая ориентированность российской экономики, отрицательные последствия пандемии COVID-19 и антироссийские санкции. Такие процессы, как глобализация и цифровизация экономики, как следствие, появление новых экономических, социальных и технологических рисков, отсутствие конкуренции внутри РКО приводят к снижению научно-производственной эффективности входящих в нее субъектов экономических отношений [2].

В работе осуществлен анализ предпосылок и возможности внедрения основных положений концепции «Индустрия 5.0» в российской РКО как одной из наиболее наукоемких и высокотехнологичных отраслей, обеспечивающей научно-технический прогресс в масштабах всей страны для достижения обозначенных в нормативно-правовых документах целей УР на основе экосистемного подхода, что обусловило актуальность и научно-практическую значимость настоящего исследования.

Методы решения задач. Для анализа возможности внедрения основных положений концепции «Индустрия 5.0» в российской РКО на основе экоси-

стемного подхода авторы провели библиографический поиск с последующим анализом и синтезом результатов исследований, опубликованных в работах российских и зарубежных исследователей в области теории и практики развития промышленных экосистем.

Результаты. В целом ряде работ российских и зарубежных ученых на протяжении последних нескольких лет рассматриваются вопросы перехода к новой парадигме организации функционирования предприятий на основе экосистемного подхода. Так, в [3] приводится обоснование концепции «промышленного будущего» России, которая основана на «предположении о ведущей роли в индустриальном развитии промышленных экосистем — устойчивых социально-экономических образований, органически сочетающих черты кластеров, холдингов, финансово-промышленных групп, технопарков и бизнес-инкубаторов». В частности, отмечается, что такие экосистемы «сочетают в себе принципы организации экономических, экологических и природно-биологических систем». Таким образом, можно утверждать, что экосистемный подход является развитием триединого подхода к УР и заключается в нахождении новых связей и закономерностей между подсистемами, а также создание и внедрение бизнес-моделей, основанных на ресурсо- и энергосберегающих технологиях и формировании комфортной среды производственно-экономических систем, переход к «Индустрия 5.0» и «Общество 5.0» [4, 5].

В отличие от предшествовавших промышленных революций, результатом которых был значительный экономический и промышленный рост, в основу концепции «Индустрия 5.0» заложены принципы социального развития и стратегическое представление о будущем промышленности, направленное на создание устойчивой и ориентированной на человека производственной системы. «Индустрия 5.0» способствует повышению гибкости и отказоустойчивости производственных систем за счет использования гибких и адаптируемых технологий, а также благодаря тому, что все больше предприятий включают принципы УР в свои краткосрочные и долгосрочные стратегии [4, 6].

Концепция «Индустрия 5.0» появилась несколько лет назад и широко обсуждалась научным и экспертным сообществом на предмет изучения и сравнения преимуществ и целесообразности перехода к ней от концепции «Индустрия 4.0». Таким образом, под «Индустрией 5.0» будем понимать способность производственных систем и промышленности в целом достигать общественных целей, выходящих только за рамки создания рабочих мест, за счет УР, обеспечивая соблюдение планетарных границ и благополучие сотрудников отрасли [7].

Промышленная революция началась с индустриального общества и пережила четыре этапа за относительно короткий промежуток времени, сопровождавшийся возникновением передовых технологий, и в настоящее время переходит к следующей промышленной революции, т. е. к «Индустрии 5.0».

«Индустрия 5.0» основана на предположении о том, что «Индустрия 4.0» уделяет большее внимание цифровизации и технологиям, основанным на ис-

кусственном интеллекте, для повышения эффективности и гибкости производства, чем первоначальным принципам социальной справедливости и УР. Концепция «Индустрия 5.0» подчеркивает важность отраслевых исследований и внедрении инноваций для долгосрочного развития за пределами планетарных границ.

Очень часто концепцию «Индустрия 5.0» рассматривают в совокупности с концепцией «Общество 5.0» — футуристическим видением будущего общества, основанного на научных и технологических инновациях, направленных на создание ориентированного на человека, сверхумного и бережливого общества. Концепция «Общество 5.0» была предложена для того, чтобы сбалансировать экономический прогресс с решением социальных проблем [8]. Целью «Общества 5.0» является построение ориентированного на человека сверхинтеллектуального общества, обеспечивающего высокий уровень качества жизни граждан путем предоставления необходимых товаров и услуг отдельным людям на должном уровне. При необходимости, это может достигаться за счет слияния киберпространства и физического пространства при помощи технологий 5G, Big Data, искусственного интеллекта и т. д. [3].

Развитие российской РКО направлено на повышение ее конкурентоспособности и коммерциализации разработок, созданных в рамках выполнения государственных программ, развитие цифровых платформ и внедрение цифровых технологий [9]. В частности, предлагается создание космического научно-образовательного консорциума для развития инновационной инфраструктуры, ориентированной не только на проведение фундаментальных и прикладных научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, но и на дальнейшую коммерциализацию их результатов. Авторы считают целесообразным рассмотреть возможность организации работы участников такого консорциума на основе экосистемного подхода с учетом основных положений концепции «Индустрия 5.0». Для практической реализации предлагаемого подхода и формирования промышленной экосистемы можно использовать существующие и перспективные бизнес-модели в рамках механизма государственно-частного партнерства (ГЧП) [10].

В рыночных условиях основным условием реализации механизма ГЧП в российской РКО можно считать взаимовыгодность и взаимосвязанность интересов партнеров при выполнении комплексных проектов. В отличие от кластерного подхода за экосистемным подходом большинство ученых признают наличие такого отличительного свойства, как устойчивость деятельности экосистем, достигаемой за счет сетевого взаимодействия участников в рамках так называемых цифровых платформ [11]. Механизмы формирования промышленных экосистем, основанные на сетевой модели взаимодействия участников, предполагают большую гибкость при достижении цели и задач совместных проектов. Участие в промышленной экосистеме РКО частных компаний будет способствовать более широкому использованию различных рыночных механизмов и бизнес-моделей. Последние, как правило,

в научных исследованиях, посвященных проблемам УР, рассматриваются в контексте внедрения замкнутых циклов технологического и(или) биологического происхождения и носят название циркулярных бизнес-моделей.

Разработка циркулярной бизнес-модели на уровне предприятия возможна при синтезе логистического подхода к организации производства и концепции УР [12].

Эффекта синергии за счет внедрения циркулярных бизнес-моделей возможно достичь, по мнению авторов, в интегрированных производственно-корпоративных системах, построенных на кластерном или экосистемном подходе. Вопрос, какой из них является более предпочтительным для РКО, является в настоящий момент открытым и подлежит исследованию. По всей видимости, с учетом специфики РКО, следует использовать сочетанный подход, так как координация работы сетевой структуры затруднена из-за отсутствия какого бы то ни было централизованного управления проектами, а наличие специализированной организации — координатора кластера позволяет эту функцию реализовать в полной мере.

Заключение. Целесообразность перехода от кластерного подхода к экосистемному требует дополнительного исследования и разработки механизмов, основанных на ГЧП и циркулярных бизнес-моделях в российской РКО, что будет способствовать достижению заявленных в государственных программах целей сохранения и приумножения научно-технического и кадрового потенциала отрасли, повышению ее конкурентоспособности и обеспечению одной из ведущих ролей в наукоемком секторе российской экономики.

Литература

[1] Батьковский А.М., Ермакова Я.М., Хрусталев О.Е. Глобальная стратегия развития российской ракетно-космической промышленности в современных условиях. *Экономика и бизнес: теория и практика*, 2020, № 7, с. 27–32. https://doi.org/10.24411/2411-0450-2020-10584

[2] Абрашкин М.С., Барковская В.Е. Формирование новых подходов к государственному управлению развитием наукоемких предприятий ракетно-космического машиностроения. *Вопросы инновационной экономики*, 2022, т. 12, № 4, с. 2477–2490. https://doi.org/10.18334/vinec.12.4.116642

[3] Клейнер Г.Б. Промышленные экосистемы: взгляд в будущее. *Экономическое возрождение России*, 2018, № 2, с. 53–62.

[4] Герцик Ю.Г., Омельченко И.Н. К вопросу формирования комфортной среды крупномасштабных производственно-экономических систем. *Управление развитием крупномасштабных систем. Тр. XVI Междунар. конф.* Москва, ИПУ РАН, 2023, с. 1523–1529. https://doi.org/10.25728/mlsd.2023.1523

[5] Горлачева Е.Н., Шиболденков В.А., Герцик Ю.Г. *Когнитивная экономика.* Москва, Первое экономическое издательство, 2024.

[6] Breque M., De Nul L., Petridis A. *Industry 5.0 — Towards a sustainable, human-centric and resilient European industry.* Publications Office of the European Union, 2021.

[7] Xu X., Lu Y., Vogel-Heuse B., et al. Industry 4.0 and Industry 5.0 — Inception, conception and perception. *Journal of Manufacturing Systems*, 2021, vol. 61, pp. 530–535. https://doi.org/10.1016/j.jmsy.2021.10.006

[8] Huang S., et al. Industry 5.0 and Society 5.0-Comparison, complementation and co-evolution. *Journal of Manufacturing Systems*, 2022, vol. 64, pp. 424–428. https://doi.org/10.1016/j.jmsy.2022.07.010

[9] Доброва К.Б. Развитие инновационных процессов в корпорациях ракетно-космической отрасли. *МИР (Модернизация. Инновации. Развитие)*, 2016, т. 7, № 2, с. 110–116. https://doi.org/10.18184/2079-4665.2016.7.2.110.116

[10] Герцик Ю.Г., Омельченко И.Н. Перспективы применения кластерного подхода для развития государственно-частного партнерства в ракетно-комической промышленности. *XLVII Академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Сб. тез.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, т. 1, с. 403–406.

[11] Титова Н.Ю., Зиглина В.Е. Различия и сходства понятий «промышленные кластеры» и «промышленные экосистемы». *Вестник АГТУ. Сер. Экономика*, 2021, № 3, с. 7–16.

[12] Омельченко И.Н., ред. *Логистика замкнутого цикла в экономических системах*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023.

УДК 629.7:658.58

Поддержание надежности аэрокосмической техники в производственных системах при реализации модульного принципа построения

Давыдов Алексей Дмитриевич davydovad@mai.ru
Прохорова Елена Павловна prohorova@mai.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рассмотрена задача расширения производства космических аппаратов различного функционального назначения. Обоснована перспективность реализации концепции помодульного создания авиационной и космической техники. Предложены экономико-математические модели в обеспечение ресурсосбережения развития сложных наукоемких систем с требуемыми темпами. Модели апробированы при создании авиационных систем, где практикой подтверждена достижимость технико-экономических оценок. Представленные модели могут быть использованы при технико-экономическом обосновании проектов создания и развития орбитальной космической группировки Российской Федерации.

Ключевые слова: *авиационная и космическая техника, концепция помодульного создания и развития, управление, экономико-математическое моделирование, технико-экономическая эффективность*

В настоящее время перед Госкорпорацией «Роскосмос» стоит задача существенного увеличения орбитальной космической группировки Российской Федерации. Решение данной задачи объективно требует развития научно-производственной системы — от разработки, производства и эксплуатации уникальных образцов и мелкосерийных партий космических аппаратов к созданию их крупносерийных партий. При этом объективно необходимо поддержание высокого уровня надежности создаваемых объектов в производстве и эксплуатации. Известные модели оценки обеспечения заданного показателя надежности [1] указывают на высокий уровень ресурсоемкости реализации данных программ. Вместе с тем, возрастают риски несоответствия финансовых и интеллектуальных затрат, требованиям по времени создания крупных партий объектов и в необходимом их разнообразии по техническим характеристикам. Такие риски являются существенным вызовом реализации поставленной задачи.

Для преодоления потенциального вызова может быть использована практика создания авиационных систем на основе концепции помодульного создания и развития авиационной техники с масштабированием результатов в область создания космических систем. Такое масштабирование может быть эффективно реализуемо [2].

Воплощение в жизнь концепции помодульного создания и развития космических систем имеет своей целью, в том числе, преодоление внутренне противоречивых тенденций улучшения технических и ресурсных характери-

стик вновь создаваемых образцов, когда достижение высокого уровня технических характеристик требует не менее высоких затрат материальных, интеллектуальных ресурсов и времени.

Модели создания аэрокосмической техники на основе концепции [3] предполагают формирование морфологической структуры системы с раздельным созданием и развитием рационального числа классов модулей и созданием и развитием требуемого разнообразия типов модулей в классе. В составе авиационно-космических систем предполагается необходимым выделение подсистем функциональных модулей: модулей полезной нагрузки, конструктивно-унифицированных модулей, а также носителей такой полезной нагрузки.

Реализация концепции позволяет организационно и экономически эффективно управлять запасами в производственной системе. Экономико-математическое моделирование эффективности управления запасами при реализации концепции помодульного создания и развития дает основания для следующей сравнительной оценки уровня запасов для традиционных и модульных систем: требуемый уровень запасов для модульных систем уменьшается, как тенденция в сравнении с традиционной системой, пропорционально полиномиальной функции в степени, обратной необходимому числу классов в разбиении системы. Такая тенденция подтверждается практикой создания модульных авиационных систем [4]. Даже реализуемая частично и не вполне последовательно в области создания авиационных систем предлагаемая концепция приводит к достижению полученных оценок, а сами оценки могут быть оценены как заслуживающие доверия.

Реализация концепции также предполагает, при необходимости, расширение разнообразия типов аппаратов и изделий на основе обосновываемой структуры системы, как системы, создаваемой помодульно с учетом объективных различий в темпах создания новаций, реализуемых различными типами модулей в классах.

Представленные результаты могут быть использованы при технико-экономическом обосновании проектов создания и эксплуатации авиационной и космической техники в научно-производственных организациях Госкорпорации «Роскосмос» и ПАО «Объединенная авиастроительная корпорация».

Литература

[1] Давыдов А.Д., Горелов Б.А. Формирование критерия эффективности авиационных систем по моделям оценки технико-экономического потенциала. *XLVI Академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Сб. тез.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, т. 2, с. 30–34.

[2] Прохорова Е.П., Давыдов А.Д. Тенденции реализации принципов унификации и модульного построения в создании и эксплуатации ракетно-космической тех-

ники. *XLVII Академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Сб. тез.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, т. 1, с. 463–465.

[3] Горелов Б.А., Давыдов А.Д., Тихонов А.В. Задачи управления развитием помодульно распределенных систем авиационной техники. *Системы управления полным жизненным циклом высокотехнологичной продукции в машиностроении: новые источники роста. Матер. III Всерос. науч.-практ. конф.* Москва, Первое экономическое издательство, 2020, с. 102–106.
https://doi.org/10.18334/9785912923258.102-106

[4] Давыдов А.Д. Моделирование и оценки основных составляющих технико-экономической эффективности модульных БПЛА с учетом влияния унификации. *Московский экономический журнал*, 2023, № 3, с. 439–451.
https://doi.org/10.55186/2413046X_2023_8_3_123

УДК 629.7:338.28

Порядок планирования целевых работ на Международной космической станции

Корсаков Сергей Владимирович[1, 2] svkorsakov@yandex.ru
Смирнов Виталий Георгиевич[2] svgvgy@mail.ru

[1] *ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»*

[2] *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)*

Описан порядок планирования целевых работ на Российском сегменте Международной космической станции, которые реализуются в виде Долгосрочной программы целевых работ. Структура программы включает разделы и стадии, тематические направления, содержит целевые индикаторы и показатели.

Ключевые слова: *Международная космическая станция, Российский сегмент, Долгосрочная программа целевых работ, структура, планирование, мероприятие, целевые индикаторы и показатели*

Введение. Российский сегмент Международной космической станции (МКС) предназначен и используется для реализации комплексной программы фундаментальных, научно-прикладных и научно-образовательных исследований, экспериментов, включающих такие направления, как фундаментальные исследования в условиях микрогравитации, фундаментальные медико-биологические исследования организма человека в условиях космического полета, проведение исследований, связанных с реализацией критических технологий освоения космического пространства, проведение исследований околоземного космического пространства, атмосферы и поверхности Земли, исследований в области астрофизики, физики солнечной системы и солнечно-земной физики, отработку методов и технических средств космического мониторинга, реализации крупных международных космических программ, и пр.

Результаты. С 2019 года Долгосрочная программа целевых работ (ДПЦР), планируемых на МКС, которая является основой для планирования, наземной подготовки, бортовой реализации и анализа результатов целевых работ (ЦР), проводимых на МКС с использованием российских ресурсов, определяется Положением о порядке планирования и проведения ЦР на МКС [1]. Положение описывает структуру ДПЦР и содержание трех разделов, включающих в себя эксперименты и исследования научно-поискового и фундаментального характера (раздел научных фундаментальных исследований (НФИ)), раздел отработки перспективных космических технологий (раздел технологий освоения космического пространства (ТОКП)) и раздел ЦР (раздел практических задач и образовательных мероприятий (ПЗиОМ)), включающий практические задачи и образовательные мероприятия, выполняемые в том числе и на коммерческой основе.

Работы по подготовке и проведению ЦР включают в себя такие стадии, как разработка проекта эксперимента, программная интеграция, наземная

подготовка эксперимента, проведение эксперимента на борту МКС, обработка материалов эксперимента и составление итоговых отчетов, хранение материалов космических экспериментов и организация доступа к ним в соответствии с принятой процедурой.

В соответствии со стратегией развития Уполномоченного органа по космической деятельности целевыми индикаторами и показателями направления «Повышение эффективности МКС» являются «Доля экспериментов для решения практических задач в общем количестве экспериментов, проводимых на МКС» и «Доля затрат на научно-прикладные исследования в общих затратах на МКС». В качестве процентных показателей применены целочисленные значения, которые целесообразно определять, как граничные [2].

Раздел НФИ ДПЦР включает ЦР по тематическим направлениям: космическая биология, физиология и медицина; космическое материаловедение; исследования Земли из космоса; Солнечная система; внеатмосферная астрономия; физика космических лучей. Раздел формируется на основе предложений тематических секций Координационного научно-технического совета (КНТС) Уполномоченного органа по космической деятельности. Состав и предложения в состав ЦР раздела НФИ ДПЦР рассматриваются КНТС для оценки востребованности и результативности ЦР, обоснованности применяемых научных методов, формирования плана проведения дальнейших исследований и выработки предложений.

Раздел ТОКП ДПЦР включает ЦР, использующие возможности МКС для отработки и развития новых технологий, необходимых для освоения космического пространства за пределами низких околоземных орбит, пилотируемых полетов к Луне и Марсу, а также технологий практического использования космического пространства. Данные технологии подразделяют на технологии, связанные с жизнеобеспечением и поддержанием здоровья экипажей пилотируемых космических комплексов, технологии, обеспечивающие функционирование ключевых элементов перспективной пилотируемой космической инфраструктуры, и технологии, повышающие качество космических услуг.

Раздел ПЗиОМ ДПЦР направлен на использование возможностей МКС для решения практических задач в интересах российских министерств, включая Минобороны России, ведомств и различных сторонних организаций, включая коммерческие. Раздел формируется на конкурсной основе по заявкам организаций, с учетом ограничений ресурсов, определяемых Госкорпорацией «Роскосмос» на реализацию ЦР раздела ПЗиОМ.

Заключение. Российский сегмент МКС предназначен и используется для реализации комплексной программы фундаментальных, научно-прикладных и научно-образовательных исследований, экспериментов в виде ДПЦР. Структура программы включает разделы и стадии, тематические направления, содержит целевые индикаторы и показатели для проверки ее реализации.

Литература

[1] Положение о порядке планирования и проведения целевых работ на Международной космической станции (Положение ЦР-МКС). Москва, Роскосмос, 2021.

[2] Долгосрочная программа целевых работ планируемых на МКС до 2024 года. Дополнение 2021 года. Москва, Роскосмос, 2021.

УДК 629.7:338.28

Реализация мероприятий Долгосрочной программы целевых работ на Международной космической станции

Корсаков Сергей Владимирович[1, 2] svkorsakov@yandex.ru
Смирнов Виталий Георгиевич[2] svgvgy@mail.ru

[1] *ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»*

[2] *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)*

Описан порядок реализации мероприятий Долгосрочной программы целевых работ на Российском сегменте Международной космической станции. Научно-техническое сопровождение целевых работ со стороны государственного заказчика на всех этапах выполнения мероприятий программы осуществляет головная организация — АО «ЦНИИмаш».

Ключевые слова: *Международная космическая станция, Российский сегмент, Долгосрочная программа целевых работ, структура, планирование, мероприятие, целевые индикаторы и показатели*

Введение. Согласно Положению о порядке планирования и проведения целевых работ (ЦР) на Международной космической станции (МКС) научно-техническое сопровождение ЦР со стороны государственного заказчика на всех этапах выполнения мероприятий Долгосрочной программы целевых работ (ДПЦР) осуществляет головная организация — АО «ЦНИИмаш» [1].

Результаты. Для всех ЦР АО «ЦНИИмаш» формирует техническое задание (ТЗ), после чего начинается реализация соответствующего целевой работе проекта, который реализуется по установленным в ТЗ этапам и имеет такие укрупненные фазы, как программная интеграция, предполетная подготовка, бортовая реализация и анализ результатов и оформление итоговых отчетных документов [1].

В процессе программной интеграции ЦР разрабатываются системные и технические требования к их проведению, определяются сроки этапов жизненного цикла и мероприятий проекта, разрабатываются и уточняются проект ТЗ, его технико-экономическое обоснование, предложения по распределению работ и финансовых ресурсов между исполнителями, разрабатывается ТЗ, техническое предложение и эскизный проект научной аппаратуры, определяются исходные данные для программы и методики проведения ЦР на МКС, план-график проекта, согласовывается объем финансирования, график работ и предоставления ресурсов проекта с графиками финансирования и др.

В процессе предполетной подготовки выполняются все предполетные работы согласно ТЗ: разработка, отработка и доставка научной аппаратуры; разработка программы и методики проведения работ и бортовые инструкции; подготовка экипажей; интеграция работ проекта в программы экспедиций и другие программы и планы.

Бортовая реализация работ по проекту обеспечивается согласно программе бортовой реализации проекта, разрабатываемой в соответствии с мероприятиями программы и требованиями ГОСТ Р 52017–2003 «Аппараты космические. Порядок подготовки и проведения космического эксперимента», и завершается передачей от ПАО «РКК «Энергия» им. С.П. Королёва» результатов проекта государственному заказчику и постановщику в полном объеме и в форматах согласно требованиям ТЗ.

Подготовка наземных средств обеспечения ЦР включает в себя развертывание и приведение в рабочее состояние к началу эксперимента привлекаемых или создаваемых специально средств обеспечения ЦР (наземных, морских, воздушных и т. д.), обеспечивающих внешние по отношению к пилотируемому космическому комплексу условия проведения ЦР [2].

При анализе результатов и оформлении итоговых отчетных документов выполняются такие работы, как организация и проведение послеполетных мероприятий, анализ и подготовка результатов к опубликованию для использования в научной и практической деятельности, подготовка и оформление итоговых отчетов и документов, подготовка информационных материалов проекта, результатов ЦР, сопутствующих им данных и отчетных материалов.

Заключение. По согласованию с Госкорпорацией «Роскосмос» отчетные материалы о ходе выполнения работ о реализации ДПЦР на МКС по итогам года направляются в ФГБУ «Российская академия наук».

Выведение ЦР из ДПЦР оформляется в виде итогового отчетного документа по выводимой ЦР вне зависимости от ее этапа и принадлежности к разделу программы.

Литература

[1] Положение о порядке планирования и проведения целевых работ на Международной космической станции (Положение ЦР-МКС). Москва, Роскосмос, 2021.

[2] Долгосрочная программа целевых работ планируемых на МКС до 2024 года. Дополнение 2021 года. Москва, Роскосмос, 2021.

УДК 629.7:338.28

Планирование реализации проектов создания изделий ракетно-космической техники: система и алгоритм внедрения

Ляхович Дмитрий Геннадьевич dlyakhovich@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Осуществлен анализ организационно-технических проблем управления процессами планирования деятельности предприятий ракетно-космической отрасли. Предложена и обоснована система планирования реализации проектов создания изделий ракетно-космической техники и разработан алгоритм ее внедрения. Работа адресована специалистам в области теории и практики производственного менеджмента предприятий ракетно-космической отрасли, организации управления их развитием и управления проектами создания изделий ракетно-космической техники.

Ключевые слова: *ракетно-космическая отрасль, ракетно-космическая техника, проект, управление, планирование, процесс, система, алгоритм*

Введение. При управлении проектами (УП) создания изделий ракетно-космической техники (РКТ) большое значение имеет процесс планирования их реализации [1]. Из-за ошибок в планировании проект создания изделий РКТ может быть не сдан в срок или его реализация может выходить за рамки «космического бюджета». Проблемы возникают в связи со спецификой проектов создания изделий РКТ или процессов управления предприятиями ракетно-космической отрасли (РКО) [2, 3]. Уникальность проектов создания изделий РКТ при планировании их реализации порождает неопределенности, а также сложность осуществления прогноза результатов деятельности предприятий РКО.

Цель работы — представить результаты выбора и обоснования структуры и состава элементов системы планирования реализации проектов создания изделий РКТ, а также разработки алгоритма ее внедрения, которые при их практической реализации позволят повысить эффективность решения задач использования имеющихся у предприятий РКО ресурсов.

Методы решения задач. Теоретическая основа исследования — теория и практика организации и планирования производства (производственного менеджмента) предприятий РКО, организации управления их развитием, УП создания изделий РКТ, национальные стандарты Российской Федерации.

Методологическая основа исследования — методы организационного моделирования, управления в организационных системах, управления развитием организации.

Результаты. Система процессов планирования реализации проекта создания изделия РКТ включает в себя следующие элементы — группы процессов [1, 4–6]: предварительное планирование проекта (разработка планов УП создания изделия РКТ и(или) процессов); планирование управления рисками

(выявление, исследование и документирование рисков, контроль их влияния); планирование управления человеческими ресурсами; планирование управления коммуникациями (определение стейкхолдеров); планирование управления конфигурацией (обзор и контроль процессов управления конфигурацией проекта создания изделия РКТ); планирование управления качеством (контроль качества процессов реализации проекта создания изделия РКТ); контроль изменения содержания проекта (определение требований и условий изменения содержания проекта создания изделия РКТ); оценка проекта и(или) процессов (оценка условий, стоимости и критических элементов проекта создания изделия РКТ и(или) процессов в рамках его жизненного цикла).

Алгоритм внедрения системы планирования реализации проектов создания изделий РКТ включает в себя следующие этапы [5, 7–9]: выбор и обоснование проекта для внедрения системы планирования его реализации; оценка эффективности и результативности проекта; совершенствование системы процессов планирования реализации проекта с корректировкой требований и условий изменения его содержания, шаблонов отчетов для различных типов коммуникаций между стейкхолдерами и системы показателей оценки проекта и(или) процессов; принятие решения руководителем предприятия РКО об использовании руководителями проектов системы процессов планирования их реализации.

Заключение. Организационно-технические проблемы управления процессами планирования деятельности предприятий РКО продолжают оставаться актуальными как для их руководства, так и для специалистов в области теории и практики организации и планирования производства (производственного менеджмента), организации управления развитием предприятий РКО и УП создания изделий РКТ.

Предложена и обоснована система планирования реализации проектов создания изделий РКТ и разработан алгоритм ее внедрения, которые при их практической реализации позволят руководству предприятий РКО повысить эффективность их решений организационно-управленческих задач использования ресурсов.

Литература

[1] Цисарский А.Д. *Управление проектами по созданию перспективных изделий ракетно-космической техники*. Москва, ИД «Экономическая газета», 2015.

[2] Цисарский А.Д. *Кадровое обеспечение ракетно-космической отрасли*. Москва, ИД «Экономическая газета», 2017.

[3] Рябченко А.В. *Организационно-экономический механизм функционирования интегрированных структур ракетно-космической промышленности*. Санкт-Петербург, Изд-во СПбГЭУ, 2017.

[4] Орлов А.И., Цисарский А.Д. Метод оценки рисков при создании ракетно-космической техники. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2017, № 2, с. 99–107. https://doi.org/10.18698/0236-3941-2017-2-99-107

[5] Добрякова К.В., Ляхович Д.Г. Планирование реализации проектов в проектно-ориентированной организации: система и алгоритм внедрения. *Вопросы инновационной экономики*, 2020, т. 10, № 3, с. 1179–1192. https://doi.org/10.18334/vinec.10.3.110743

[6] Ляхович Д.Г. Разработка системы процессов планирования реализации инновационного проекта в проектно-ориентированной организации. *XLIV Академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020, т. 1, с. 422–423.

[7] Ляхович Д.Г. Разработка алгоритма внедрения системы процессов планирования реализации инновационного проекта в проектно-ориентированной организации. *Будущее машиностроения России: сб. докл. XIII Всерос. конф. молод. учен. и спец.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020, т. 2, с. 359–361.

[8] Фалько С.Г., Бойко В.П. *Контроллинг инновационных проектов в ракетно-космической промышленности*. Москва, НП «Объединение контроллеров», 2019.

[9] Яценко В.В. Влияние потенциала компетенций организации на выбор стратегии высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли. *Инновации в менеджменте*, 2023, № 2, с. 66–71.

УДК 629.7:65.012.2

Проблемы планирования НИОКР на предприятиях ракетно-космической отрасли

Мелихова Екатерина Дмитриевна melikhovaed@student.bmstu.ru
Третьякова Виктория Александровна tva@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Исследован вопрос планирования НИОКР в ракетно-космической отрасли. Представлен ряд проблем, возникающих в процессе планирования трудоемкости работ при применении существующих методов ее расчета. Выделены этапы оценки трудоемкости планируемых работ с учетом факторов их трудоемкости.

Ключевые слова: *ракетно-космическая отрасль, предприятие, НИОКР, трудоемкость, планирование*

Введение. Одной из задач программы инновационного развития Госкорпорации «Роскосмос» является создание опережающего научно-технического задела в интересах устойчивого развития научно-технического и производственного потенциала организаций ракетно-космической отрасли (РКО). Создание такого задела невозможно без проведения НИОКР, так как именно в рамках этого процесса происходят разработка и модернизация изделий ракетно-космической техники (РКТ). В настоящее время перед предприятиями РКО стоят масштабные задачи по созданию новых образцов РКТ. Существует необходимость расчета сроков и стоимости выполнения НИОКР для эффективной организации их выполнения, а также контроля со стороны заказчика. Обоснование стоимости и сроков выполнения работ происходит за счет оценки трудоемкости [1–3].

Результаты. С учетом специфики РКО и масштабов проводимых исследований, необходимо отметить, что исследование делят на этапы (составные части), которые выполняют различные организации. В большинстве случаев научно-исследовательские задачи носят уникальный характер, а значит выполнить их может только конкретный (единственный) исполнитель, при этом также существуют ситуации, когда исполнитель составной части определяется на конкурсной основе. Речь идет о выполнении исследований в кооперации [4]. В таких условиях кажется, что большинство предприятий может прогнозировать свой портфель проектов НИОКР на годы вперед и планировать реализацию этих проектов. Но на предприятиях РКО не существует единой методики для планирования НИОКР и оценки трудоемкости предстоящих работ [5–7]. Чаще всего для оценки трудоемкости используют расчетный метод, метод аналогов и метод экспертной оценки [8–10]. Ряд предприятий имеет собственные нормативы трудоемкости для определенных работ. Отсутствие единой методики расчета трудоемкости НИОКР затрудняет работу в кооперации, в связи с чем возникают следующие проблемы.

Первая проблема — факторы, влияющие на трудоемкость НИОКР. Для решения практических задач установления трудоемкости НИР и ОКР выделяют факторы обобщающие и частные. Обобщающими факторами, определяющими трудоемкость работ в сфере НИОКР, являются уровень неопределенности, сложность и новизна исследований и разработок, а также их масштабы. В целях обоснования трудоемкости работ обобщающие факторы дополняются группой частных, отражающих организационные и технические условия, в которых реализуются процессы НИР и ОКР. Необходимо отметить, что факторы, влияющие на величину трудоемкости, действуют не изолированно, а в определенном взаимодействии, что обусловливает их совместное рассмотрение. При оценке трудоемкости НИОКР специалисты сталкиваются с тем, что имеющихся факторов недостаточно для определения трудоемкости. Поэтому число факторов трудоемкости должно регламентироваться, но при этом быть динамичным, т. е. должна быть возможность добавления новых факторов при их возникновении.

Вторая проблема — использование расчетного метода. При оценке расчетным методом трудоемкость работ получается или слишком маленькой, или сильно завышенной и не соответствует действительности. Проблема в том, что это можно наблюдать только по завершении работы при соотнесении плана с фактом.

Третья проблема — использование метода аналогов. Он гораздо менее трудозатратный и не предполагает оценку факторов трудоемкости НИОКР. Метод аналогов условно сопоставляет научную составляющую работ и акцентирует внимание на стоимости выполнения, что также не позволяет реалистично оценивать трудоемкость.

Проблемы, описанные выше свидетельствуют о том, что отсутствие единой методики оценки трудоемкости НИОКР на предприятиях РКО, а зачастую использование разрозненных методов оценки, применяемых в каждом отдельном случае, напрямую связаны с оценкой трудоемкости НИОКР и отрицательно влияют на процесс планирования. В текущих условиях долгосрочное планирование портфеля НИОКР предприятиями РКО является относительным и весьма неточным.

Решением проблем может стать выделение этапов оценки трудоемкости планируемых работ с учетом факторов их трудоемкости, а также расчета трудоемкости разными способами и их сравнительной оценки. В общем виде последовательность этапов можно описать следующим образом: сбор информации о трудоемкости ранее проведенных НИОКР, определение факторов, повлиявших на величину трудоемкости, создание базы данных выполненных работ; оценка трудоемкости различными методами, выбор наиболее подходящего метода оценки; расчет плановой трудоемкости НИОКР, проведение работы, получение фактической трудоемкости НИОКР, сопоставление плановой и фактической величины; выявление факторов, повлиявших на изменение фактической трудоемкости, в случае

расхождений, занесение новых факторов в базу данных для последующей оценки планируемых работ.

Необходимо отметить, что набор методов оценки трудоемкости должен быть максимально разнообразным, но при этом он должен позволять максимально точно планировать трудоемкость предстоящих работ.

Не менее важным аспектом является планирование кадрового состава исполнителей работ. Трудоемкость работы напрямую связана с ее исполнителями, поэтому важно при планировании НИОКР оценивать человеческие ресурсы предприятия РКО.

Заключение. Планирование НИОКР в РКО является неотъемлемой частью производственного процесса. Выделение этапов оценки трудоемкости планируемых работ позволит корректно оценивать трудоемкость предстоящих работ на стадии их планирования, а также повысить долю работ, выполненных в срок, и увеличить точность планирования затрат.

Литература

[1] Третьякова В.А. Организация производства и нормирование труда. *Нормирование и оплата труда в промышленности*, 2014, № 8, с. 36–39.

[2] Третьякова В.А., Васина О.В., Доронина Е.Д. и др. Оценка возможности реализации научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ на предприятии. *Современные наукоемкие технологии*, 2019, № 11-2, с. 296–300.

[3] Васина О.В., Третьякова В.А. Нормирование научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ. *Управление научно-техническими проектами. Матер. III Междунар. науч.-техн. конф.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019, с. 54–61.

[4] Скворцов Ю.В., ред. Организация и планирование машиностроительного производства (производственный менеджмент). Москва, Студент, 2019.

[5] Цисарский А.Д. Управление проектами по созданию перспективных изделий ракетно-космической техники. Москва, ИД «Экономическая газета», 2015.

[6] Орлов А.И., Цисарский А.Д. Метод оценки рисков при создании ракетно-космической техники. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2017, № 2, с. 99–107. https://doi.org/10.18698/0236-3941-2017-2-99-107

[7] Мелихова Е.Д., Третьякова В.А. Уровни стратегического планирования и управления в ракетно-космической отрасли. *XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Сб. те*з. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023, т. 1, с. 443–444.

[8] Колобов А.А., ред., Омельченко И.Н., ред. *Экономика инновационной деятельности наукоемких предприятий*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007.

[9] Третьякова В.А. *Организация и нормирование труда в наукоемких производствах*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018.

[10] Кашин В.М. и др. *Оценка трудоемкости и стоимости научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ по разработке комплекса вооружения*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2019.

УДК 629.7:658.51

Основные положения реорганизации организационно-производственной системы предприятий ракетно-космической отрасли в условиях перехода к серийному производству

Омельченко Ирина Николаевна logistic@bmstu.ru
Яценко Роман Дмитриевич yatsenko@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Обоснованы значимость и актуальность реорганизации организационно-производственных систем, совершенствования организационно-технического механизма производственной деятельности предприятий, использующих преимущества серийного производства продукции, в соответствии со стратегическими направлениями развития ракетно-космической отрасли. Выявлены проблемы перехода на серийное производство многоспутниковой группировки. Определены ключевые задачи по трансформации организационно-производственной системы, включающие подходы и инструменты поддержки принятия управленческих решений по вопросам преобразования организационно-технологической, экономической, технической и управленческой подсистем с учетом принципов преемственности, стандартизации, оптимальности, эффективности.

Ключевые слова: *ракетно-космическая отрасль, ракетно-космическая техника, реорганизация, организационно-производственная система, серийное производство*

Ракетно-космическая отрасль (РКО) — наиболее высокотехнологичная и наукоемкая отрасль, в которой накоплен опыт реализации крупных проектов по производству и эксплуатации ракетно-космической техники (РКТ). На современном этапе в условиях цифровой трансформации нарастает тенденция масштабирования космических технологий — широкополосный Интернет, спутниковая связь, дистанционное зондирование Земли, навигация, развитие космических информационных технологий нового поколения и др. Расширение космических услуг диктует новые требования к изделиям РКТ и космическим системам [1, 2]. Поэтому возрастает потребность в малоразмерных космических аппаратах для низких и средних орбит. Цикл проектирования и изготовления малоразмерных спутников существенно короче, а стоимость запуска — ниже. Применение многоспутниковой группировки позволит снизить стоимость услуг спутниковой связи и передачи данных, повысить точность прогнозирования дистанционного зондирования Земли, обеспечить доступность широкополосного Интернета и телевидения на всей территории страны. Возможны также и другие экономические эффекты — сокращение материалоемкости перспективных изделий РКТ, снижение риска выхода из строя отдельных аппаратов и систем и т. п.

В силу актуальности и значимости создания многоспутниковой группировки усилия высокотехнологичных предприятий РКО сконцентрированы на одном из ключевых перспективных направлений — переход от единичного и опытного производства изделий РКТ и космических систем к серийному производству спутников и крупносерийному многономенклатурному производству космических аппаратов, что требует реорганизации организационно-производственной системы, перестройки системы управления производством, реализации технологий системного проектирования, формирования новой индустриальной модели РКО.

Проблемы перехода на серийное производство объясняются тем, что предприятия РКО до сих пор были ориентированы на опытное производство уникальной технологически сложной наукоемкой продукции. При наличии производственных мощностей и кадрового потенциала серьезным препятствием становится отсутствие опыта организации серийного производства, сохранение организационно-технологической структуры, которая обусловливает несоответствие производственной базы современным требованиям разработки и производства высокотехнологичной продукции [3, 4].

Решение проблемы возможно при реорганизации организационно-производственной системы предприятий РКО на основе системного подхода, внедрении принципов серийного производства, обновлении бизнес-процессов, пересмотре форм кооперационного взаимодействия производителей в рамках отрасли и за ее пределами.

Организационно-производственная система как комплекс взаимосвязанных функциональных элементов, включающий производственные процессы, основные средства, субъекты и объекты управления, реализуемых в организационной форме предприятия, требует существенного обновления и реорганизации. Переход от традиционных к инновационным производственным системам базируется не только на организационно-технологической модернизации, расширении инновационной активности, ускоренной цифровизации, но и изменении цикла производства и реализации принципиально новых форм организации производства, пересмотре способов координации интеграционно-организационного взаимодействия участников производства сложных изделий РКТ, что предполагает совершенствование организационно-технологического механизма производственной деятельности [5, 6]. По прогнозам ведущих специалистов РКО инновационная производственная система обеспечит сокращение сроков проектирования и подготовки к производству — в два раза, сокращение производственных площадей — на 20…25 %, увеличение производственной загрузки предприятия — до 70…80 % [7].

Необходимо отметить, что переход к серийному производству предусматривает не только выполнение работ по технологической подготовке, обоснованию организационно-технологических мероприятий, реконструкции и модернизации имеющихся производственных площадей, но в большей степени требует обеспечения организационной, информационной и технической сов-

местимости работ, и оптимизации организационно-экономических решений [8–11]. При этом необходимо разработать и реализовать совершенно новые методы, модели, инструменты и механизмы организации производства, ранее не применяемые на предприятиях РКО ввиду ориентации на единичный тип производства, поскольку новые организационно-производственные системы отличаются неопределенностью и нечеткостью поведения, сложностью конструкторско-технологических решений, ресурсного обеспечения, сервисного обслуживания при эксплуатации, зависимостью от широкого круга внешних и внутренних факторов [12].

В качестве основных положений реорганизации организационно-производственной системы предприятий РКО в условиях перехода к серийному производству предлагается выделить следующее:

– наращивание спутниковой группировки — приоритетное направление развития РКО, что объясняет значимость и актуальность реорганизации организационно-производственной системы предприятий;

– реорганизация организационно-производственной системы предприятий и переход к серийному производству требует технологической и производственной готовности ведущих производителей, унификации и стандартизации технико-технологических и платформенных решений, перехода на другие стандарты менеджмента качества, построения новых цепей поставок и информационных потоков, изменения принципов интеграции с партнерами.

В целях реорганизации организационно-производственной системы и формирования нового механизма организации высокотехнологичного производства целесообразно разработать подходы и инструменты поддержки принятия управленческих решений по организации серийного производства перспективных изделий РКТ и космических систем, учитывающие оптимальную структуру производства, технологическую систему разделения труда и принципы научной и технологической отраслевой и межотраслевой кооперации.

Литература

[1] Макаров С.В., Хрусталев О.Е. Коммерциализация результатов космической деятельности: мировой опыт, проблемы и перспективные направления. *Национальные интересы: приоритеты и безопасность*, 2019, т. 15, № 11, с. 2159–2176. https://doi.org/10.24891/ni.15.11.2159

[2] Пайсон Д.Б., Попова С.М. Инновационное развитие ракетно-космической промышленности в России: вызовы и возможности. *Исследования космоса*, 2017, № 1, с. 36–45. https://doi.org/10.7256/2453-8817.2017.1.21536

[3] Бурлаков В.В., Писаренко О.В. Проблемы инновационного развития предприятий ракетно-космической промышленности. *Научный вестник ОПК России*, 2020, № 4, с. 53–61.

[4] Рахмилевич Е.Г., Захаров В.А. Определение производственно-технологических возможностей предприятия по производству новых изделий и оценка вариантов

изготовления базовых элементов конструкции. *Инновации в менеджменте*, 2020, № 2, с. 54–61.

[5] Бодин Н.Б. Экономика космоса: единая экономическая модель эффективного управления и задача научно-технологического сопровождения деятельности Госкорпорации «Роскосмос» (часть 1). *Вестник «НПО «Техномаш»*, 2022, № 2, с. 23–42.

[6] Пантелеев К.Д. Особенности и основные задачи развития производственной системы ракетно-космической промышленности России. *Вестник «НПО «Техномаш»*, 2023, № 1, с. 19–31.

[7] Власов Ю.В. Современное состояние и перспективы развития производственной системы Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос». *Вестник «НПО «Техномаш»*, 2020, № 1, с. 6–15.

[8] Лобанов А.В., Лобастов М.М., Шмелева А.Н. Подготовка опытного и серийного производства ракетно-космической техники. Основные требования. *Вестник «НПО «Техномаш»*, 2022, № 4, с. 80–84.

[9] Омельченко И.Н., Захаров М.Н., Ляхович Д.Г. Проектирование промышленных корпоративных структур: разработка алгоритма отбора предприятий в группу корпоративного управления. *Чарновские чтения. IX Всерос. науч. конф. по организации производства. Сб. тр.* Москва, НП «Объединение контроллеров», 2020, с. 112–115.

[10] Омельченко И.Н., Захаров М.Н., Ляхович Д.Г. Проектирование промышленных корпоративных структур: процесс и подход к реализации. *Чарновские чтения. X Всерос. науч. конф. по организации производства. Сб. тр.* Москва, НП «Объединение контроллеров», 2021, с. 145–151.

[11] Яценко В.В., Яценко Р.Д. Развитие компетенций организации в соответствии со структурой производственной системы высокотехнологичного предприятия. *Чарновские чтения. XII Всерос. науч. конф. по организации производства. Сб. тр.* Москва, НП «Объединение контроллеров», 2022, с. 136–142.

[12] Пантелеев К.Д. Концептуальная схема и модель процесса управления эффективностью производственной системы ракетно-космической промышленности. *Вестник «НПО «Техномаш»*, 2023, № 1, с. 32–39.

УДК 629.7:658.512.2

Оптимизация процессов управления композиционными материалами на примере технологии комплектации

Пилюгина Анна Валерьевна pilyuginaanna@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Осуществлен анализ особенностей технологии комплектации при работе с композиционными материалами при выпуске продукции предприятиями ракетно-космической отрасли. Определены основные параметры, влияющие на эффективность внедрения технологии комплектации с учетом аутсорсинга. Установлена взаимосвязь внедрения технологии комплектации на экономическую эффективность исследуемого процесса, а также дополнительные преимущества ее внедрения в цепи поставок. Выявлены направления повышения организационно-технологической надежности производственных процессов, пути совершенствования методов и средств планирования и управления производственными процессами и их результатами.

Ключевые слова: *технология комплектации, композиционный материал, производство, управление, планирование, эффективность*

Среди широкого круга организационно-управленческих вопросов, стоящих перед предприятиями ракетно-космической отрасли (РКО), внимания заслуживают вопросы использования новых материалов и анализа связанных с этим изменений в производственном процессе [1].

Технологии комплектации можно рассматривать как возможность совершенствования производственных процессов за счет использования заранее подготовленных (скомплектованных) сборочных единиц для повышения эффективности сборки изделия (полной комплектации) с учетом широкого внедрения процессов автоматизации, цифровой трансформации, сопровождающихся сокращениями отходов и т. п. [2, 3].

Передача процессов, не являющихся специализацией предприятия, на аутсорсинг традиционно направлена на оптимизацию не только производственного пространства, но и на рост производительности труда. Именно аутсорсинг позволяет развивать малые инновационные технологические проекты, в которых с большей эффективностью реализуются компетенции специалистов.

При производстве композиционных материалов и композитных конструкций предложение услуг по комплектации включает в себя сбор компонентов в некоторую упаковку (пакет), в которой материалы доставляются клиенту в готовом для использования на сборочной линии виде. Каждому комплекту присваивается уникальный номер для реализации процедур обратной связи, отслеживания, возврата, снижения рисков потери компонентов, загрязнения и повреждения и т. п. [4].

Развитие технологии комплектации идет в направлении совместной с клиентами работы по разработке комплектов для роста эффективности про-

цесса сборки на стороне клиента за счет высвобождения времени в производственном процессе, максимизации срока службы материалов. Предварительная сортировка компонентов снижает количественные характеристики ошибок, поддерживая плавный характер сборочных процессов клиента.

Результаты анализа зарубежной практики специализированных организаций свидетельствует о сокращении времени обработки композиционных материалов с недель до нескольких дней, увеличив производительность на 20 % также на фоне внедрения цифровых технологий (подобные технологии на отечественных предприятиях РКО только находят свое применение). Специализированные организации развиваются по пути полной автоматизации процесса резки, использования цифровых решений для достижения заданной точность и сокращения потерь времени и материалов.

В основе технико-экономического обоснования специализированных организаций — экономия средств и улучшение использования материалов, что при высоких первоначальных расходах на цифровую трансформацию после ввода в эксплуатацию оборудования характеризуется более низкими эксплуатационными расходами и сокращением времени настройки оборудования. Также инвестиции в совершенствование программного обеспечения оборудования для резки, направленное на точность получаемых результатов, снижают расход материала до 10 %. Процесс цифровой трансформации требует времени на обучение не только машин, но и сотрудников.

Еще одним преимуществом аутсорсинга услуг по комплектации в контексте бережливого производства является возможность оптимизации производственного пространства (для сортировки компонентов требуется и время, и место).

Необходимо отметить, что обеспечение окупаемости подобных проектов специализации предусматривает установление требований по размеру минимального заказа, преодолеваемого эффектом масштаба от взаимодействия с потребителями различных отраслей промышленности.

Преимущества технологии комплектации широко известны в цепях поставок, но предложения в РКО открывают возможности для других секторов на фоне возрастающей потребности в сокращении отходов, повышении эффективности производственного процесса и стандартов качества.

Совершенствование технологии комплектации с учетом специфики РКО необходимо проводить в контексте управления всем процессом создания стоимости от управления потребительским спросом до прослеживаемости упаковок (пакетов), производства и логистики комплектов, при этом все области характеризуются высокой сложностью взаимосвязанных процессов, должны обмениваться данными в режиме реального времени для обеспечения максимальной эффективности.

С позиции экологических рисков необходимо рассматривать повышение эффективности на каждом уровне РКО. Развитие отрасли композитов подчинено характеристикам устойчивого развития, содействуя организациям по достижению целей углеродной нейтральности, значительно снижая вес и т. п.

Производство комплектов сырья для предприятий РКО осуществляется при особых требованиях к чистоте сред, что является необходимым условием для управления сроком их службы и защиты от загрязнения.

Особенности рисков работы с композиционными материалами связаны со стоимостью сырья, ограниченным кругом поставщиков, длительными сроками поставки, что способно приводить к рискам на этапах заказа материала, производства изделий (комплектов) [5]. Колебания спроса на конечную продукцию предъявляют требования к управлению запасами, а специфика производственного процесса делает важным вопрос управления отходами. Таким образом, можно утверждать, что на любом этапе производственного процесса должно быть организовано сопровождение данными в режиме реального времени, данными, сгенерированным системой отслеживания срока службы, данными по видеоканалам и входными данными оператора.

Внедрение технологии комплектации с учетом широкого перечня необходимых технологических материалов для производства композитов позволяет клиентам-потребителям не только экономить на отходах материалов, но и значительно увеличивают резервы времени, повышая пропускную способность при изготовлении деталей и конечных изделий, что способно приводить к получению выгод от управления эксплуатационной надежностью «процесса упаковки» во время производства.

Структурированный процесс комплектации наряду с разработками систем планирования с учетом индивидуализированных требований к материалам к скорости производства должен базироваться на программном обеспечении, обеспечивающем непрерывность обмена информацией в режиме реального времени всех элементов производственных систем. Данные информационные технологические решения должны отвечать требованиям гибкости и адаптивности, что позволит расширить перечень заинтересованных отраслей представителями автопрома, энергетики и др.

Композиты, обладая большим потенциалом применения, все чаще используются в различных отраслях промышленности, и сложность этих материалов предъявляет высокие требования к опыту работы персонала, также специфика материалов и технологий связаны с существенными затратами. Зарубежными предприятиями на фоне быстрых темпов развития уже внедрены проекты автоматизации услуги по резке и комплектации. При использовании аутсорсинга как производители готовой продукции, так и специализированные организации получают возможность экономически эффективно использовать новейшие технологии, привлекать экспертов, ускорять процесс адаптации к постоянно меняющимся отраслевым запросам. Наличие отрицательной взаимосвязи между внедрением технологии комплектации и экономической эффективностью исследуемого процесса на первоначальных этапах гарантировано компенсируется преимуществами такого внедрения в цепях поставок, повышением надежности систем планирования, снижением незавершенного производства и повышением эффективности процесса производства.

Литература

[1] Пуденков Н.М. Применение углепластиков в авиастроении. *Современные наукоемкие технологии*, 2013, № 8-2, с. 223–224.

[2] Lautner J. Cutting and kitting composite materials. *Reinforced Plastics*, 2000, vol. 44, no. 6, pp. 32–33. https://doi.org/10.1016/S0034-3617(00)89091-8

[3] El Moussaoui S., Lafha Z., Leite F. et al. Construction Logistics Centres Proposing Kitting Service: Organization Analysis and Cost Mapping. *Buildings*, 2021, vol. 11, no. 3, pp. 1–16. https://doi.org/10.3390/buildings11030105

[4] Holmström J., Khajavi S., Baumers M. et al. To kit or not to kit: Analysing the value of model-based kitting for additive manufacturing. *Computers in Industry*, 2018, vol. 98, pp. 100–117. https://doi.org/10.1016/j.compind.2018.01.022

[5] Fleischer J., Teti R., Lanza G. et al. Composite materials parts manufacturing. *CIRP Annals*, 2018, vol. 67, no. 2, pp. 603–626. https://doi.org/10.1016/j.cirp.2018.05.005

УДК 629.7:65.011.46

Оценка экономической эффективности на этапе эскизного проектирования устройств увода вышедших из строя спутников в плотные слои атмосферы

Пилюгина Анна Валерьевна pilyuginaanna@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены вопросы оценки экономической эффективности на ранних этапах проектирования изделий ракетно-космической техники. Обоснована важность прогнозирования затрат на этапах концептуального проектирования. Представлены результаты анализа элементов методики оценки затрат и их оптимизации при разработке технологических решений увода вышедших из строя наноспутников в плотные слои атмосферы, а также определены особенности ее применения в условиях проектной командной работы.

Ключевые слова: *ракетно-космическая техника, жизненный цикл продукции, проектирование, прогнозирование, экономическая эффективность*

Вопросы развития космической экономики, согласно терминологии ОЭСР [1], формируются на основе множественности позиций при рассмотрении процессов экономического развития, обеспечения национальной безопасности. Одной из таких позиций является взгляд через призму того, что принято называть космическим мусором (объекты антропогенного происхождения на низкой околоземной орбите (НОО), способные нанести ущерб космической инфраструктуре) [2]. Институциональная перестройка космической деятельности, происходящая в последние десятилетия, приводит к важным изменениям конструкций цепей создания ценности, развитию новых ролевых моделей таких субъектов, как правительства, международные космические агентства, международные организации и компании частной космической инициативы. Высокая стратегическая важность космических проектов, а также существенность рисков при их реализации предъявляют высокие требования на всех этапах жизненного цикла, особенно, на самых ранних этапах проектирования (до 80 % затрат жизненного цикла определяются решениями на ранних этапах) [3].

Оценка стоимости ракетно-космической техники (РКТ), базирующаяся на качественных (интуитивная оценка и по аналогии) и количественных (параметрическая оценка и аналитическая оценка) подходах, претерпела множество изменений. В настоящее время принципы проектирования на основе минимума массы и выполнения требований в части технических параметров также развиваются с учетом влияния цифровой трансформации.

Методы аналогий, применимые на ранних этапах проектирования, параметрические методы и метод постатейной калькуляции затрат, применимые на этапе производства, являются базовыми не только в контексте определения затрат, но и в части построения систем управления затратами жизненного цикла РКТ. В этой связи научно-практическая образовательная задача, реша-

емая в рамках передовой инженерной школы и направленная на обоснование целесообразности и разработку технологического решения (модуля) увода вышедших из строя наноспутников CubeSat с НОО в плотные слои атмосферы («деорбитинга») на основе аэродинамических тормозных оболочек (разработка тормозного устройства (аэродинамического тормоза) с использованием надувной конструкции (оболочки) из гибридного композита), включает среди прочего вопросы экономического обоснования на различных этапах жизненного цикла проекта.

Этап эскизного проектирования технологического решения «деорбитинга», имеющий свои особенности в части определения принципиальных решений конструкции, параметров работы и т. п., предполагает формирование ожидаемых технико-экономических показателей на основе ориентировочных расчетов экономических показателей. Для выбора рационального способа увода космического аппарата (КА) с НОО необходимо экономическое обоснование методики, включающей оценку эффективности системы увода, т. е. качество решения задачи увода с наилучшими временными, массогабаритными, эксплуатационными, конструктивными и др. показателями. Проведенное исследование проектных решений позволило рабочей группе сосредоточиться на разработке решения, относимого по способам увода спутника к группе пассивных средств, при котором системы увода входят в состав аппарата, используются существующие физические поля и(или) внешняя среда для торможения КА [4, 5].

При формировании методики прогнозирования затрат на ранних этапах реализации проекта и оптимизации затрат жизненного цикла было принято решение разработать гибкую структуру модели управления затратами, которая реализуется на основе доступных вычислительных возможностей систем принятия решений. Оптимизация схемы технического решения будет базироваться на основе нескольких критериев, которые могут быть изменены в соответствии с задаваемыми условиями управленческого выбора и независимы друг от друга.

Традиционными технико-экономическими параметрами оптимизации КА являются вес и стоимость (затраты). Дополнительные критерии, моделируемые на ранних этапах в проекте, связаны с функциональными характеристиками (высота орбиты спутника, время увода, общая масса модуля и требуемое отношение массы модуля к массе остальной части КА), требованиями к защите КА (стабильность температуры внутри модуля, радиационная защита), его ориентации на основном КА. Вопросы, решаемые при проектировании корпуса (материал корпуса, интерфейс с основным КА, соединение с внутренними системами) и компоновки модуля, также могут быть отражены в модели затрат (формы и габариты систем надува, оболочки, модуля автоматики, устройства раскрытия и др.).

На начальных этапах выполнения работ при мозговых штурмах группы преподавателей и студентов, непосредственно между которыми были распределены функциональные обязанности от конструктора до специалиста по ин-

формационным технологиям, происходило уточнение решаемых задач. В частности, такие задачи экономического обоснования, как определение предельных стоимостных характеристик и предполагаемой стоимости модуля при его возможной реализации, были дополнены задачами экономической целесообразности технических решений работы с потенциальным космическим мусором. Были выполнены работы по проверке вариантов на патентую чистоту и конкурентоспособность, проведена сравнительная оценка рассматриваемых вариантов по таким технико-экономическим показателям как надежность и используемые материалы.

Сопоставление вариантов на следующих этапах проектирования будет проводиться по показателям технологичности устройства увода спутников (удельной трудоемкости изготовления модуля, ориентировочной удельной материалоемкости с использованием решений по форме, объему, материалам оболочки и др.), стандартизации, требований к CubeSat и унификации с учетом конструктивных и эксплуатационных особенностей устройства, а также тенденций развития подобных технологических изделий, вопросов среды моделирования.

Оценка стоимости должна быть доступным и удобным инструментом, информационным ресурсом разработчиков. Построение методик оценки экономической эффективности по затратам на ранних этапах проектирования должно быть направлено на рациональное использование разреженной информации для повышения прогнозной точности стоимости технического решения. Получаемые результаты призваны оценивать вклад изменений спецификации и их влияние на стоимость, проводить выбор факторов в условиях различных концепций. С точки зрения управления проектом данные модели позволяют устанавливать баланс между особенностями разработки, потребностями и требованиями заказчиков.

Литература

[1] The Space Economy at a Glance 2014. OECD Publishing, 2014.

[2] ESA's Annual Space Environment Report 2022. ESA Space Debris Office, 2023.

[3] Saravi M., Newnes L., Milehamet A. et al. Estimating Cost at the Conceptual Design Stage to Optimize Design in terms of Performance and Cost. Collaborative Product and Service Life Cycle Management for a Sustainable World. *Advanced Concurrent Engineering*. London, Springer, 2008, pp. 123–130.
http://dx.doi.org/10.1007/978-1-84800-972-1_11

[4] Юдин А.Д. Разработка способа увода наноспутников CubeSat с низких околоземных орбит. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, 2021.

[5] Резник С.В., Абрамова Е.Н. Ключевые вопросы создания надувных тормозных устройств для увода вышедших из строя спутников в плотные слои атмосферы. Часть 1. Проектный облик. Движение в разреженной атмосфере. *Известия высших учебных заведений. Машиностроение*, 2023, № 5, с. 101–111.
https://doi.org/10.18698/0536-1044-2023-5-101-111

УДК 629.7:005.336.4

Новый подход к оценке величины процессного капитала высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли

Политов Дмитрий Павлович[1, 2] politov@bmstu.ru
Шиповалов Матвей Витальевич[1, 2] shipovalovmv@bmstu.ru
Смирнов Калислав Андреевич[1, 2] ska20v034@student.bmstu.ru
Соколянский Василий Васильевич[1] sokolyansky.vv@bmstu.ru
Пахомов Юлий Сергеевич[1] j.pahomov@bmstu.ru

[1] *МГТУ им. Н.Э. Баумана*

[2] *АО «ВПК «НПО машиностроения»*

Обоснована возможность интеграции в инструментарий оценки эффективности бизнес-процессов высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли экономической категории «процессный капитал». Разработана система прокси-показателей оценки величины процессного капитала предприятия ракетно-космической отрасли.

Ключевые слова: *ракетно-космическая отрасль, высокотехнологичное предприятие, бизнес-процесс, процессный капитал, эффективность*

Введение. Ракетно-космическая отрасль традиционно отнесена к наиболее наукоемким и высокотехнологичным отраслям национальных экономик со сложной организацией как бизнес-процессов, так и волатильностью транзакционных издержек. В «новой экономике» ракетно-космической отрасли имеет место доминирование принципиально нового актива высокотехнологичного предприятия — процессного капитала [1–3].

Указанное выше и определило цель исследования. Задачи исследования: предложить прокси-показатели процессного капитала высокотехнологичного предприятия ракетно-космической отрасли; разработать подход к оценке величины процессного капитала предприятия на основе предложенных авторами прокси-показателей процессного капитала высокотехнологичного предприятия ракетно-космической отрасли.

Предметная область исследования — экономическая категория «процессный капитал», являющейся атрибутом высокотехнологичного предприятия [4].

Объектами исследования выбраны высокотехнологичные предприятия ракетно-космической отрасли The Boeing Company и United Technologies Corporation.

Методы решения задач. Для оценки степени взаимовлияния прокси-показателей процессного капитала высокотехнологичного предприятия ракетно-космической отрасли выполнены статистические испытания посредством множественного корреляционного анализа и применен коэффициент корреляции Пирсона.

Результаты. Полученные результаты показывают сильную корреляцию прокси-показателей процессного капитала высокотехнологичного предприятия ракетно-космической отрасли, что справедливо для объектов исследования и существенно дополняет результаты, представленные в [4–6].

Заключение. Подход к оценке величины процессного капитала высокотехнологичного предприятия ракетно-космической отрасли валиден и может представлять новое направление в исследовании структуры интеллектуального капитала высокотехнологичного предприятия ракетно-космической отрасли.

Литература

[1] Brenner M., Coners A. Process Capital as Strategic Success Factor: The Lufthansa Example. *Handbook on Business Process Management 2. International Handbooks on Information Systems*. Berlin, Springer, 2010, pp. 57–72.

[2] Lyakhovich D.G. Processes organization for creating competitive products and production services of an industrial enterprise: management problems and solutions. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2021, no. 1, pp. 156–165. https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-1-156-165

[3] Горлачева Е.Н., Шиболденков В.А., Герцик Ю.Г. *Когнитивная экономика*. Москва, Первое экономическое издательство, 2024.

[4] Пашков А.А., Толмачев А.Д., Соколянский В.В. Процессный капитал как один из атрибутов высокотехнологичной компании. *Экономика и социум: современные модели развития*, 2020, т. 10, № 2, с. 169–176.
https://doi.org/10.18334/ecsoc.10.2.110143

[5] Карев Ю.М., Зеленко Т.О., Соколянский В.В. Модель процессного капитала высокотехнологичных предприятий машиностроительной отрасли на основе производственной функции. *Будущее машиностроения России. XIII Всерос. конф. молод. учен. и спец. Сб. докл.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020, т. 2, с. 334–340.

[6] Вилистер Е.Д., Никитченков Н.А., Соколянский В.В. Процессный капитал: путь от оценки до модели на платформе производственной функции. *Экономика высокотехнологичных производств*, 2022, т. 3, № 2, с. 129–142.
https://doi.org/10.18334/evp.3.2.115007

УДК 629.7:005.336.4

Разработка системы прокси-показателей процессного капитала высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли

Политов Дмитрий Павлович[1, 2] politov@bmstu.ru
Шиповалов Матвей Витальевич[1, 2] shipovalovmv@bmstu.ru
Смирнов Калислав Андреевич[1, 2] ska20v034@student.bmstu.ru
Соколянский Василий Васильевич[1] sokolyansky.vv@bmstu.ru
Пахомов Юлий Сергеевич[1] j.pahomov@bmstu.ru

[1] *МГТУ им. Н.Э. Баумана*

[2] *АО «ВПК «НПО машиностроения»*

Обоснована возможность разработки системы аппроксимированных показателей процессного капитала высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли. Представлены причинно-следственные связи процессного капитала и эффективности бизнес-процессов предприятия ракетно-космической отрасли.

Ключевые слова: *ракетно-космическая отрасль, высокотехнологичное предприятие, бизнес-процесс, процессный капитал, эффективность*

Введение. Процессный капитал в настоящее время является одним из наиболее важных активов высокотехнологичного предприятия [1, 2]. С одной стороны, он может быть основой формирования стратегии организации [3]. С другой стороны, процессный капитал необходим для эффективной реализации бизнес-процессов высокотехнологичного предприятия.

Указанное выше и определило цель исследования. Задачи исследования: предложить «линейку» прокси-показателей процессного капитала высокотехнологичного предприятия ракетно-космической отрасли; доказать статистическими испытаниями степень взаимовлияния аппроксимированных показателей процессного капитала высокотехнологичного предприятия ракетно-космической отрасли.

Предметная область исследования — экономическая категория «процессный капитал», являющейся атрибутом высокотехнологичного предприятия [4].

Объектами исследования выбраны высокотехнологичные предприятия ракетно-космической отрасли The Boeing Company и United Technologies Corporation.

Методы решения задач. Для доказательства степени взаимовлияния аппроксимированных прокси-показателей процессного капитала высокотехнологичного предприятия ракетно-космической отрасли применен метод корреляционного анализа.

Результаты. «Линейка» прокси-показателей процессного капитала высокотехнологичного предприятия ракетно-космической отрасли позволяет

адекватно описывать его бизнес-процессы, что валидно для объектов исследования и существенно дополняет результаты, представленные в [4–6].

Заключение. «Линейка» аппроксимированных показателей процессного капитала высокотехнологичного предприятия ракетно-космической отрасли может быть представлена как система функций каждого работника в бизнес-процессах организации. Процессный капитал влияет на эффективность деятельности высокотехнологичного предприятия ракетно-космической отрасли.

Литература

[1] Brenner M., Coners A. *Process Capital as Strategic Success Factor: The Lufthansa Example. Handbook on Business Process Management 2. International Handbooks on Information Systems*. Berlin, Springer, 2010, pp. 57–72.

[2] Lyakhovich D.G. Processes organization for creating competitive products and production services of an industrial enterprise: management problems and solutions. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2021, no. 1, pp. 156–165.
https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-1-156-165

[3] Горлачева Е.Н., Шиболденков В.А., Герцик Ю.Г. *Когнитивная экономика*. Москва, Первое экономическое издательство, 2024.

[4] Пашков А.А., Толмачев А.Д., Соколянский В.В. Процессный капитал как один из атрибутов высокотехнологичной компании. *Экономика и социум: современные модели развития*, 2020, т. 10, № 2, с. 169–176.
https://doi.org/10.18334/ecsoc.10.2.110143

[5] Карев Ю.М., Зеленко Т.О., Соколянский В.В. Модель процессного капитала высокотехнологичных предприятий машиностроительной отрасли на основе производственной функции. *Будущее машиностроения России. XIII Всерос. конф. молод. учен. и спец. Сб. докл.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020, т. 2, с. 334–340.

[6] Вилистер Е.Д., Никитченков Н.А., Соколянский В.В. Процессный капитал: путь от оценки до модели на платформе производственной функции. *Экономика высокотехнологичных производств*, 2022, т. 3, № 2, с. 129–142.
https://doi.org/10.18334/evp.3.2.115007

УДК 658.511/.512

Разработка системы показателей для принятия управленческого решения о реализации стратегии диверсификации производства

Солониченко Ксения Александровна solonichenkoka@student.bmstu.ru
Третьякова Виктория Александровна tva@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена стратегия диверсификации производства как перспективное развитие российских производственных предприятий в сложившихся условиях внешней среды. Определены основные виды диверсификации и причины ее реализации на предприятиях, описаны их основные преимущества и недостатки. Разработана система показателей, основанная на оценке внешней и внутренней среды производственного предприятия, которая является одним из этапов методики оценки уровня готовности предприятия к внедрению стратегии и позволяет принять управленческое решение о диверсификации производства.

Ключевые слова: *производственное предприятие, управленческое решение, диверсификация, стратегия, система показателей*

В современных условиях уход зарубежных организаций и предприятий открыл большие перспективы для российских предприятий. Они имеют возможность разрабатывать и выпускать новые виды продукции, ориентированные на новые сегменты рынка, т. е. им следует обратить внимание на стратегию диверсификации производства [1].

Цель диверсификации производства — усиление устойчивости и конкурентоспособности производственного предприятия за счет расширения его видов деятельности и перехода к новым перспективным направлениям, а также снижение рисков изменения рыночных условий и потребительского спроса.

Определяют два вида диверсификации [2, 3]: 1) связанная диверсификация — расширение ассортимента или направлений деятельности организации за счет тех направлений, которые имеют сходства с основными видами деятельности; 2) несвязанная диверсификация — расширение основных видов деятельности организации в отрасль, которые с ней не связаны. Необходимо обратить внимание на вертикальную диверсификацию, которая характеризуется расширением деятельности организации в целях производства или контроля над производством по всем направлениям деятельности, и горизонтальную диверсификацию, которая характеризуется появлением на производственном предприятии новых видов продукции, производимых в рамках или отрасли, или смежных отраслей.

Причины реализации стратегии диверсификации производства: возможность занять рынок, который освободился из-за ухода зарубежных организаций и предприятий; наличие свободных производственных мощностей;

укрепление позиции среди конкурентных производственных предприятий; наличие избыточных ресурсов, которые превосходят необходимые ресурсы обеспечения основных видов деятельности предприятия и др.

Основные преимущества реализации стратегии диверсификации производства: снижение рисков в связи с меняющимися условиями внешней среды производственного предприятия; повышение конкурентоспособности по сравнению с другими предприятиями, которые заняты только одним видом деятельности; развитие производственного предприятия; расширение рынков сбыта и увеличение объема реализации продукции; развитие компетенций высокотехнологичных производственных предприятий.

Основные недостатки реализации стратегии диверсификации производства: новый вид деятельности может потребовать новых компетенций, ресурсов и навыков, которые отсутствуют у производственного предприятия; сложность в управлении разными производственными направлениями и др.

Снизить риски и принять эффективное управленческое решение о реализации стратегии диверсификации производства руководству производственного предприятия должна, по мнению авторов, методика, которая включает в себя оценку уровня готовности предприятия к диверсификации [4]. Одним из этапов методики должна являться разработка системы показателей для оценки внешней и внутренней среды производственного предприятия [5].

Комплексная оценка и результаты анализа значений показателей позволят руководству производственного предприятия принять эффективное управленческое решение о реализации стратегии диверсификации производства.

Литература

[1] Фалько С.Г., Агаларов З.С., Рыжикова Т.Н. Диверсификация машиностроительных предприятий: особенности и проблемы реализации. *Проблемы машиностроения и автоматизации*, 2019, № 2, с. 33–39.

[2] Омельченко И.Н. ред., Степанова А.Е., ред. *Проблемы управления предприятием и пути их решения*. Ярославль, Канцлер, 2017.

[3] Lyakhovich D.G. Processes organization for creating competitive products and production services of an industrial enterprise: management problems and solutions. *Herald of the Bauman Moscow State Technical University, Series Mechanical Engineering*, 2021, no. 1, pp. 156–165. https://doi.org/10.18698/0236-3941-2021-1-156-165

[4] Фалько С.Г., Рыжикова Т.Н., Агаларов З.С. Оценка готовности предприятия оборонно-промышленного комплекса к диверсификации. *Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение*, 2020, № 4, с. 81–94.
https://doi.org/10.18698/0236-3941-2020-4-81-94

[5] Бром А.Е., Третьякова В.А. Разработка средств стратегического планирования предприятием на уровне бизнес-процессов. *Компетентность*, 2023, № 8, с. 38–43. https://doi.org/10.24412/1993-8780-2023-8-38-43

УДК 629.7:334.7

Интеграционные процессы в ракетно-космической отрасли

Яценко Виктория Викторовна yatsenkovv@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Осуществлен анализ тенденций развития ракетно-космической отрасли. Обоснована целесообразность расширения интеграционных процессов в целях обеспечения инновационной активности, наращивания научно-производственного потенциала, повышения конкурентоспособности и укрепления позиций на мировом космическом рынке. Выявлены предпосылки, цели и проблемы формирования интегрированных структур. Предложены направления развития интеграционных процессов и дано обоснование трансформации традиционных моделей сотрудничества и организации взаимодействия производителей по объединению и согласованию компетенций в процессе создания высокотехнологичной инновационной продукции.

Ключевые слова: *ракетно-космическая отрасль, ракетно-космическая техника, интеграционные процессы, сотрудничество, инновационная активность*

В условиях активного развития космического рынка внимание ведущих предприятий ракетно-космической отрасли (РКО) сосредоточено на внедрении перспективных космических технологий для создания инновационных телекоммуникационных и геоинформационных спутниковых систем, передовых технологий проектирования и производства космических аппаратов и космических систем нового поколения. Отмечается устойчивая тенденция к повышению требований относительно тактико-технических характеристик изделий ракетно-космической техники (РКТ), что обеспечивается повышением инновационной активности и освоением ее перспективных образцов на основе критически важных и прорывных технологий. Новой тенденцией становится диверсификация производства и распространение космических технологических инноваций за пределы отрасли. Развитие РКО по инновационной траектории становится необходимым условием повышения ее конкурентоспособности [1, 2]. Основные проблемы, препятствующие инновационному развитию, связаны с наличием дублирующих мощностей при их низкой производственной загрузке, физическим и моральным износом оборудования, низким уровнем кооперации и специализации производства, низкой производительностью труда и высокой трудоемкостью изделий РКТ, отсутствием внутриотраслевого и межотраслевого трансфера технологий [2].

Повышение инновационной активности и приумножение производственного и кадрового потенциала РКО достигается за счет усиления интеграционных процессов. Объединение ресурсов и компетенций ведущих предприятий способствует оптимизации технологических и организационных связей, использованию преимуществ межотраслевых подходов для усиления производственно-технологического потенциала в целях реализации стратегических

задач по проектированию и производству технологической сложной инновационной продукции. Интеграция компетенций организаций-партнеров экономически целесообразна, но она обеспечивает и доступ производителям перспективных изделий РКТ к передовым технологиям и разработкам, формирует новые научно-технические заделы, что дает возможность получить принципиально новые, более совершенные, высокотехнологичные инновационные виды продукции [3–7]. Указанные эффекты интеграции объясняют ограниченность традиционного наращивания производственных мощностей предприятий внутри РКО и сосредоточенность на расширении кооперации и развитии межотраслевого сотрудничества. Устойчивостью, конкурентоспособностью, а значит и лидирующим положением, отличаются те организации, которые используют преимущества сотрудничества и партнерства не только в текущей проектной деятельности, но и с точки зрения долгосрочной перспективы.

Развитие интеграционных процессов обусловлено повышением технологичности продукции РКО, сложностью реализуемых инновационных проектов, а также потребностью в диверсификации производства, что требует многообразия и динамики компетенций. Ведущие организации отрасли активно выстраивают партнерские отношения и взаимодействуют на условиях многосторонней кооперации и сотрудничества с предприятиями оборонно-промышленного комплекса и других смежных отраслей промышленности для реализации проектов по разработке перспективных изделий РКТ и созданию инновационных космических систем. Уровень интеграции составляет 70 % по основным научно-производственным направлениям. Доля интегрированных структур в общем объеме производимой космической продукции составляет более 90 % [8]. Однако интеграционные процессы в отрасли представлены, как правило, вертикальной интеграцией предприятий с поставщиками. При этом усиливается тенденция интеграции производителей в рамках распределенного проектирования и производства высокотехнологичной инновационной продукции. Основой взаимодействия предприятий, задействованных в едином цикле создания, производства и реализации сложных технических систем, составляют взаимодополняющие бизнес-процессы, технологии и ключевые компетенции организации [5–7, 9, 10].

Интеграция с партнером по инновационной деятельности способствует развитию и обновлению компетенций персонала и компетенций организации, а также использованию уникальных ключевых компетенций производителя, которые не поддаются копированию и воспроизводству другими участниками в условиях повышенных требований к тактико-техническим характеристикам изделий РКТ. Однако интеграция предприятий порождает ряд проблем организационно-управленческого характера [11, 12]. В частности, актуальными становятся задачи поиска и выбора инновативного партнера, оценки уровня сформированности компетенций, трансформации традиционных моделей сотрудничества, организации взаимодействия и развития партнерских отношений

производителей по объединению и обмену компетенциями в процессе создания высокотехнологичной инновационной продукции [5–7, 9, 10].

В условиях динамично развивающейся внешней среды набирает скорость тенденция создания интегрированных структур, в рамках которых знания и компетенции рассматриваются как условие накопления научно-производственного потенциала и фактор стратегического развития предприятий РКО. Партнерство и кооперация производителей вызвана возрастающей сложностью наукоемкой продукции, диверсификацией производства, целесообразностью специализации предприятий на освоенных и отработанных направлениях, которые соответствуют ключевым компетенциям организации. Перед предприятиями РКО стоит задача расширения интеграционных процессов с учетом выхода за рамки сотрудничества по цифровой трансформации. Важно укрепить производственный потенциал и расширить партнерское взаимодействие в целях реализации масштабных проектов по освоению производства стратегически перспективных космических систем, диверсификации, импортозамещению, наращиванию инновационного потенциала, обеспечению экономической устойчивости и технологической независимости, укреплению позиций на мировой космическом рынке.

Литература

[1] Бурлаков В.В., Писаренко О.В. Проблемы инновационного развития предприятий ракетно-космической промышленности. *Научный вестник ОПК России*, 2020, № 4, с. 53–61.

[2] Лукъянчик В.В., Николаев В.Д. Анализ тенденций инновационного развития ракетно-космической промышленности при изменении стратегических направлений деятельности. *Вестник «НПО «Техномаш»*, 2022, № 4, с. 27–34.

[3] Ерыгин Ю.В., Борисова Н.М. и др. Концепция реструктуризации интегрированных корпоративных структур РКО в условиях коммерциализации. *Экономика и управление: проблемы, решения*, 2018, т. 3, № 6, с. 169–174.

[4] Рябченко А.В. *Организационно-экономический механизм функционирования интегрированных структур ракетно-космической промышленности*. Санкт-Петербург, Изд-во СПбГЭУ, 2017.

[5] Фалько С.Г., Яценко В.В. Координационно-интеграционная концепция контроллинга на предприятиях ракетно-космической отрасли. *XLV Академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Сб. тез.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, т. 2, с. 93–95.

[6] Яценко В.В. Влияние потенциала компетенций организации на выбор стратегии высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли. *Инновации в менеджменте*, 2023, № 2, с. 66–71.

[7] Яценко В.В. Инновативное партнерство на предприятиях ракетно-космической отрасли. *XLV Академических чтений по космонавтике, посвященных памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства. Сб. тез.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, т. 2, с. 91–93.

[8] Кондратенко А.Н. Оценка состояния и приоритетные направления развития ракетно-космической промышленности. *Вестник «НПО «Техномаш»*, 2020, № 2, с. 21–32.

[9] Яценко В.В. *Формирование и развитие компетенций высокотехнологичных организаций*. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020.

[10] Пантелеев К.Д. Особенности и основные задачи развития производственной системы ракетно-космической промышленности России. *Вестник «НПО «Техномаш»*, 2023, № 1, с. 19–31.

[11] Омельченко И.Н., Александров А.А., Ляхович Д.Г. и др. Стратегические альянсы промышленных предприятий: цель, задачи и принципы интеграции. *Управление научно-техническими проектами. Матер. II Междунар. науч.-техн. конф.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, с. 168–170.

[12] Омельченко И.Н., Александров А.А., Ляхович Д.Г. и др. Стратегические альянсы промышленных предприятий: классификация организационных форм интеграции. *Управление научно-техническими проектами. Матер. II Междунар. науч.-техн. конф.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2018, с. 171–173.

Секция 9. КОСМОНАВТИКА И УСТОЙЧИВОЕ РАЗВИТИЕ ОБЩЕСТВА (КОНЦЕПЦИИ, ПРОБЛЕМЫ, РЕШЕНИЯ)

УДК 629.7

Анализ факторов, влияющих на качество фото- и видеосъемки Венеры при помощи мультироторноголетательного аппарата

Рыжков Владислав Валентинович dinozavr.ru@mail.ru
Яценко Михаил Юрьевич misha-yacenko@mail.ru
Воронцов Виктор Александрович victor-vorontsov@yandex.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Проведено исследование Венеры с использованием мультироторных летательных аппаратов, которые обладают способностью вертикального взлета и посадки. Главная цель исследования заключается в выявлении и анализе основных факторов, оказывающих влияние на качество фото и видеосъемки на Венере, и предложении методов для учета и минимизации их негативного воздействия. В рамках исследования проведен анализ условий функционирования мультироторных летательных аппаратов в атмосфере Венеры, а также изучены характеристики камер и методы обработки полученных изображений.

Ключевые слова: *Венера, мультироторный летательный аппарат, техническое средство, фото и видеосъемка, атмосфера Венеры, обработка изображений*

Венера и ее атмосфера. Венера, будучи планетой сходной по происхождению к Земле, обладает значительными отличиями. Ее атмосфера состоит в основном из углекислого газа, что создает мощный парниковый эффект и поддерживает высокую температуру на ее поверхности, достигающую около 737 K. Диоксид серы, содержащийся в атмосфере Венеры, образует кислотные облака, которые покрывают планету. Эти облака отражают большую часть солнечного света и затрудняют возможность наблюдения за ее поверхностью [1].

Мультироторные летательные аппараты для исследования Венеры. Для изучения Венеры предлагается использовать мультироторные летательные аппараты (МРЛА), которые обладают способностью вертикального взлета и посадки. Эти аппараты будут активно функционировать на высотах от 50 до 60 км, где условия атмосферы максимально приближены к земным. МРЛА будут собирать данные о венерианской атмосфере на разных уровнях высоты и проводить фото- и видеосъемку интересующих участков поверхности. Для этой цели они будут оборудованы разнообразными сенсорами, камерами и газоанализаторами [2, 3].

Факторы, оказывающие влияние на качество фото и видеосъемки на Венере. Качество фото и видеосъемки на Венере зависит от разнообразных факторов, которые могут быть разделены на две основные группы: внешние и внутренние. Внешние факторы связаны с особенностями атмосферы и облаков Венеры, которые влияют на прохождение, рассеивание и поглощение света. Внутренние факторы зависят от характеристик МРЛА и использованных камер, а также методов обработки полученныхизображений.

Внешние факторы. *Солнечное освещение.* Интенсивность и спектральный состав солнечного света изменяются в зависимости от высоты над поверхностью планеты и угла падения лучей. Спектральный состав солнечного света также меняется из-за воздействия различных компонентов атмосферы. Из этого следует, что при съемке на Венере необходимо учитывать изменение цветового баланса и экспозиции в зависимости от высоты.

Облачный слой. Облачный слой Венеры представляет собой основное препятствие при съемке поверхности планеты.

Облака Венеры обладают большой толщиной и низкой однородностью. Это означает, что они сильно рассеивают и отражают свет, что создает яркий фон и затрудняет наблюдение деталей поверхности. Облака также влияют на контрастность и четкость изображений, что приводит к уменьшению разрешения и динамического диапазона. Для съемки на Венере необходимо использовать камеры с высокой чувствительностью и широким динамическим диапазоном, а также применять методы для усиления контрастности и снижения шумов.

Атмосферная турбулентность. Атмосфера Венеры характеризуется высокой скоростью ветра и большими температурными градиентами. Это создает атмосферную турбулентность, которая вызывает колебания плотности и показателя преломления воздуха. Атмосферная турбулентность влияет на качество фото и видеосъемки на Венере, вызывая эффект мерцания и астрономические искажения. Эти явления ухудшают четкость и стабильность изображений, вызывая размытие и искажение деталей поверхности. Для съемки на Венере необходимо использовать камеры с высокой скоростью съемки и быстрым автофокусом, а также применять методы для компенсации атмосферной турбулентности, такие как адаптивная оптика или усреднение по нескольким кадрам [1].

Внутренние факторы. *Характеристики камер*. При съемке на Венере необходимо подбирать камеры с соответствующими характеристиками, такими как разрешение, чувствительность, динамический диапазон, цветовое пространство, формат сжатия и другие параметры. Разрешение камеры определяет, сколько деталей можно запечатлеть на изображении. Чувствительность камеры определяет ее способность регистрировать слабые световые сигналы. Динамический диапазон камеры определяет ее способность передавать разницу между самыми яркими и самыми темными участками изображения. Цветовое пространство камеры влияет на количество цветов, которые можно воспроизвести на изображении. Формат сжатия камеры определяет степень потери качества изображения при его сохранении и передаче. Для съемки на Венере необходимо использовать камеры с высоким разрешением, чувствительностью и динамическим диапазоном, а также с широким цветовым пространством и без потерь формата сжатия.

Методы обработки изображений. Для улучшения качества фото и видеосъемки на Венере необходимо применять разнообразные методы обработ-

ки изображений, такие как коррекция цветового баланса, повышение контрастности, устранение шумов, увеличение резкости, стабилизация изображения и другие. Коррекция цветового баланса позволяет устранить нежелательное окрашивание изображения, вызванное спектральным сдвигом солнечного света в атмосфере Венеры. Повышение контрастности усиливает разницу между светлыми и темными участками изображения, улучшая видимость деталей. Устранение шумов снижает воздействие случайных флуктуаций яркости и цвета пикселей на изображении, обеспечивая чистоту и гладкость. Увеличение резкости подчеркивает границы и контуры объектов на изображении, повышая четкость и детализацию. Стабилизация изображения компенсирует дрожание и смещение камеры во время съемки, уменьшая размытие и искажение [4].

Заключение. В ходе исследования были рассмотрены ключевые факторы, влияющие на качество фото и видеосъемки на Венере с использованием мультироторного летательного аппарата. Отмечено, что при съемке на этой планете необходимо учитывать особенности атмосферы и облачного слоя Венеры, которые существенно влияют на прохождение, рассеяние и поглощение света. Рекомендуется использовать камеры с высоким разрешением, чувствительностью и широким динамическим диапазоном, а также с широким цветовым пространством. Проведен анализ и рекомендовано применение различных методов обработки изображений, включая коррекцию цветового баланса, повышение контрастности, устранение шумов, увеличение резкости и стабилизацию изображения. В заключении, можно утверждать, что съемка на Венере представляет собой сложную, но полезную задачу, требующую использования современных технологий и алгоритмов.

Литераткра

[1] Seiff A., Schofield J.T., Kliore A.J. Model of the structure of the atmosphere of Venus from the surface to 100 km altitude: direct. *Advances in Space Research*, 1985, vol. 5, no. 11. pp. 3–58. https://doi.org/10.1016/0273-1177(85)90197-8

[2] Яценко М.Ю., Воронцов В.А. К вопросу о включении в программу исследования Венеры дополнительных технических средств. *Космические аппараты и технологии*, 2022, т. 6, № 1, с. 5–13. https://doi.org/10.26732/j.st.2022.1.01

[3] Яценко М.Ю., Рыжков В.В. Обзор проблемных вопросов создания мультироторного летательного аппарата для исследования Венеры. *XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, т. 2, с. 286–289.

[4] Фурашев Д.А. *Методы улучшения качества изображений.* Отчет о НИР. Красноярск, СибГАУ им. академика М.Ф. Решетнева, 2023.

УДК 629.787

Схемные решения мультироторного летательного аппарата как технического средства исследования Венеры

Яценко Михаил Юрьевич misha-yacenko@mail.ru
SPIN-код: 8943-5979

Воронцов Виктор Александрович victor-vorontsov@yandex.ru
SPIN-код: 1063-3737

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Направление по исследованию планеты Венера является одним из приоритетов для Российской академии наук, начались работы по проекту «Венера-Д». В работе рассмотрены вопросы формирования схемных решений нового технического средства исследования атмосферы и поверхности Венеры — мультироторного летательного аппарата. Выделен перечень схемообразующих признаков мультироторного летательного аппарата (как системы) и его подсистем. Каждый из признаков может иметь несколько вариантов реализации, из которых разрабатываются различные комбинации схемных решений, что можно применять при проектировании исследовательских миссий на Венеру.

Ключевые слова: *Венера, мультироторный летательный аппарат, техническое средство, схемное решение, схемообразующий признак, надсистема, уровень детализации*

Направление по исследованию планеты Венера вернулось в актуальную повестку российских ученых. Проект по экспедиции на Венеру является одним из приоритетов для Российской академии наук. На данный момент уже завершена разработка технического предложения на создание космического комплекса «Венера-Д» [1, 2].

Авторами предложено расширить схему эксперимента по контактному исследованию Венеры для будущих миссий на эту планету посредством дополнительного технического средства — мультироторного летательного аппарата (МРЛА) [3]. Такое расширение схемы эксперимента предполагает разработку и выбор конкретных схемных решений нового технического средства исследования — МРЛА. Этому этапу предшествует системное проектирование системы более высокого уровня — т. е. надсистемы для МРЛА, в результате чего должны быть понятными функциональные характеристики элементов надсистемы, требования к ним и их взаимосвязи. Так, в логике построения перспективной экспедиции на Венеру для предлагаемого мультироторного летательного аппарата надсистемой является спускаемый аппарат, который входит в состав венерианского космического аппарата.

Таким образом, схемные решения — это совокупность принципиальных решений по МРЛА в целом и некоторым основным его подсистемам, определяющим эффективность МРЛА. Под схемными решениями будем понимать [4, 5]:

– схему экспедиции;

– схему построения эксперимента с помощью МРЛА;

– схему расположения МРЛА в составе надсистемы (в частности, в спускаемом аппарате);

– структурную и компоновочную схемы МРЛА и его подсистем;

– схемы интерфейсов с другими техническими средствами и элементами экспедиции;

– схему спуска;

– схему разделения и ввода в действие в атмосфере;

– схему функционирования (выполнения траекторных операций).

Схемным решениям соответствует перечень схемообразующих признаков. Для мультироторного летательного аппарата такими признаками могут быть:

– расположение в составе надсистемы;

– тип аппарата по количеству винтов;

– компоновка и геометрия МРЛА;

– тип полезной нагрузки;

– геометрия винтомоторной группы;

– тип винта;

– конструкционные материалы;

– тип системы электроснабжения;

– построение системы обеспечения теплового режима;

– тип системы разделения;

– момент и условия ввода в действие;

– эшелон ввода в действие (по высоте);

– этапность ввода в действие (временная задержка);

– радиус разлета после ввода;

– способ связи и передачи информации.

В итоге, по каждому из перечисленных признаков может быть разработано несколько возможных вариантов реализации, что повлечет за собой появление на их основе большого количества комбинаций схемных решений, что значительно усложняет принятие окончательного варианта построения системы. Поэтому перед выбором таких комбинаций необходимо проводить анализ валидности и реализуемости возможных решений по каждому признаку на разных уровнях детализации системы.

Таким образом, рассмотренные в исследовании схемные решения мультироторного летательного аппарата как подсистемы перспективного венерианского космического аппарата должны разрабатываться не только на уровне детализации самого МРЛА, а быть взаимоувязанными на всех уровнях при проектировании исследовательской миссии на Венеру целиком.

Литература

[1] Борисов обсудил с учеными приоритетные задачи России по исследованию космоса. URL: https://www.roscosmos.ru/38144/ (дата обращения 20.10.2023).

[2] О работах по созданию автоматических станций для исследования Венеры. URL: https://www.roscosmos.ru/39231/ (дата обращения 20.10.2023).

[3] Яценко М.Ю., Воронцов В.А. К вопросу о включении в программу исследования Венеры дополнительных технических средств. Космические аппараты и технологии, 2022, т. 6, № 1, с. 5–13. https://doi.org/10.26732/j.st.2022.1.01

[4] Воронцов В.А., Торрес Санчес К.Х. Особенности выбора схемно-технических решений малых космических спускаемых аппаратов. Научно-технический вестник Поволжья, 2014, № 6, с. 118–122.

[5] Воронцов В.А., Малышев В.В., Пичхадзе К.М. Системное проектирование космических десантных аппаратов. Москва, МАИ, 2021.

УДК 629.786

Использование управляемого воздушным винтом аэростата для изучения атмосферы Венеры

Семисорин Елисей Владимирович1 e.semisorin2012@gmail.com
Хмель Дмитрий Сергеевич2 KHmelDS@laspace.ru

[1] *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)*

[2] *АО «НПО Лавочкина»*

Предлагается использовать управляемый винтом аэростатный зонд для исследований в атмосфере Венеры. Такой аэростатный зонд способен перемещаться с небольшой скоростью относительно окружающего газа атмосферы, изменяя высоту дрейфа с помощью винта, что позволит исследовать вещества облачного слоя на различной высоте. В работе представлены результаты моделирования движения аэростата при воздействии тяги воздушного винта на его движение в условиях атмосферы Венеры.

Ключевые слова: *Венера, аэростатный зонд, равновесная высота, управление, аэростат, винт, тяга, объем, баллонет, стягивающая*

На современном этапе изучения космоса исследование Венеры вновь стало одной из важнейших задач. Более 37 лет прошло с тех пор, как межпланетными станциями «Вега» для изучения Венеры были успешно применены спускаемые аппараты и аэростатные зонды (АЗ). Аэростаты Вега 1 и 2 имели прочную шаровидную оболочку диаметром 3,5 м наполненную гелием, с закрепленной на подвесе гондолой с оборудованием, приборами, радиостанцией, источником тока. АЗ дрейфовали в атмосфере планеты вместе с воздушным потоком после всплытия под действием избытка плавучести на высоту около 54,5 км после наполнения баллона оболочки с избыточным давлением (БИД). При воздействии порывов ветра они временно смещались и возвращались на высоту дрейфа после их прекращения и в течение 52 часов передавали сигналы [1].

Рассмотрим АЗ плавающей массой около 100 кг, который имеет в своем составе воздушные винты для создания тяги величиной около 10 даН для маневрирования по высоте. АЗ всплывает с избытком плавучести около 5 даН действующим до наполнения его оболочки [2]. После всплытия на равновесную высоту около 57 км аэростатическая сила его оболочки уменьшается и уравновешивается весом АЗ, а давление в оболочке возрастает. Питание двигателей привода винтов АЗ производится от солнечной и аккумуляторных батарей и позволяет развить тягу 8–10 даН [2] на высоте от 50 до 60 км в атмосфере Венеры продолжительное время при затратах энергии около 1кВт вырабатываемой с использованием солнечной батареи площадью 10 $м^2$ в дневной период. Создание тяги винтов в одном направлении по горизонтали позволит АЗ передвигаться относительно атмосферы горизонтально на 250–500 км за 24 ч.

При горизонтальном положении плоскости винта и создании тяги вниз АЗ снизиться и приобретет избыток плавучести при снижении перепада давления БИД и продолжит снижение пока температура атмосферы не превысит 70 °С после чего снижение необходимо прекратить за счет уменьшения тяги винтов для снижения нагрева. После прекращения создания тяги АЗ всплывет на равновесную высоту, совершая затухающие колебания около нее. Для уменьшения равновесной высоты до заданной прежде прекращения тяги объем БИД аэростата уменьшают, обеспечивая его наполненность. Для уменьшения объема гелия в БИД его объем стягивают либо используют пополнение внутреннего баллонета БИД газом атмосферы. Для увеличения высоты АЗ достаточно увеличить объем гелия в БИД. АЗ с БИД постоянного объема при создании тяги около 10 даН винтами вверх увеличит высоту менее чем на 1 км. При прекращении создания тяги АЗ с выполненной БИД опускается на равновесную высоту, совершая затухающие колебания около нее. Рассматриваемый АЗ способен к длительному функционированию при поддержании его плавучести газоподполнением оболочки и сбросом балласта. С использованием энергоснабжения от солнечной батареи днем обеспечит вертикальное маневрирование. Для создания воздушными винтами тяги в необходимом направлении предложена система управления их поворотом. При вертикальном положении плоскости по меньшей мере два винта разнесенные горизонтально обеспечат движение в определенном направлении за счет регулирования их тяги. Для изучения возможного маневрирования на основе математической модели рассчитано движение аэростата при дрейфе на высотах от 60 до 53 км [4]. Обосновано управление высотой [5] и движением по горизонтали с использованием винтовых движителей, а также меры для изменения равновесной высоты АЗ за счет изменения объема БИД.

Литература

[1] Шубин П.С. *Венера. Неукротимая планета*. Кемерово, Голос-Пресс, 2018.

[2] Хмель Д.С., Воронцов В.А. Использование атмосферных зондов для исследования планеты Венера. *Научное наследие и развитие идей К.Э. Циолковского. Матер. 54-х науч. чтений*. Калуга, АКФ «Политоп», 2019, ч. 2, с. 170–172.

[3] Яценко М.Ю., Семисорин Е.В. К вопросу динамики мультироторного летательного аппарата для исследования Венеры: спуск в атмосфере. *Гагаринские чтения-2022. XLVIII Междунар. молодежная науч. конф. Сб. тез. докл.* Москва, Перо, 2022, с. 356–357.

[4] Воронцов В.А., Малышев В.В., Пичхадзе К.М. *Системное проектирование космических десантных аппаратов*. Москва, МАИ, 2021.

[5] Jeffery L., Hall I., Jonathan M., Cameron M., Pauken T., Jacob S., Mitchell W., Kristopher T. Altitude-Controlled Light Gas Balloons for Venus and Titan Exploration. *AIAA AVIATION Forum*, US, Dallas, Texas, 2019. https://doi.org/10.2514/6.2019-3194

УДК 623.742

Стратостат с оболочкой открытого типа и баллоном избыточного давления для плавания в атмосферах планет

Дидковский Аркадий Александрович[1] DidkovskiyAA@yandex.ru
Ефремов Денис Иванович[2] netwind@netwind.ru
Хмель Дмитрий Сергеевич[3] Khmel@laspace.ru
Щербаков Юрий Викторович[4] yu_sher@yandex.ru

[1] *МГТУ им. Н.Э. Баумана*

[2] *ООО «Стратонавтика»*

[3] *АО «НПО Лавочкина*

[4] *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)*

Разработан и испытан аэростат с оболочкой открытого типа (нулевого давления) и баллоном избыточного давления, стабилизирующим высоту без использования балласта для осуществления длительного дрейфа. Обосновано использование аналогичных аэростатов в качестве атмосферных спутников в атмосфере планет (Земли, Марса, Венеры, Титана). Разработана математическая модель свободного аэростата в атмосфере Земли, которая на основе расчета нагрева газа определяет высоту выполнения оболочек и равновесную высоту дрейфа, а также параметры движения аэростата в атмосфере.

Ключевые слова: *стратостат, равновесная высота, оболочка открытого типа, аэростат, избыточное давление, стабилизация высоты, балласт, регулирование высоты*

Проведены испытательные запуски свободных аэростатов для длительного дрейфа в струйных течениях в качестве атмосферных спутников. Работы по созданию аэростата велись в рамках подготовки социальной акции «Технологии ради будущего мира». С запущенных аэростатов в радиоэфире транслировались послания российских детей к мировым лидерам науки и технологий. Аэростаты предложенного типа могут найти применение для проведения научных исследований в атмосфере Земли, а также на планетах при десантировании с спускаемого аппарата с газо-наполнением в атмосфере после межпланетного перелета.

При расчете плавания использованы уравнения движения под действием силы веса, аэростатической силы и силы аэродинамического сопротивления [1], определяемые на основе массогабаритной модели, учитывающей количество и состояние газа в оболочке аэростата при нагреве солнечным светом днем и параметры атмосферы [2]. Аэродинамическое сопротивление моделировалось с учетом влияние числа Re [3] на C_x сферы и степени наполненности. При расчете движения по горизонтали принималось, что аэростат переносится ветром.

Аэростат состоит из оболочки открытого типа, нулевого давления из тонкопленочного материала заполненной гелием, стабилизирующего баллона

избыточного давления (БИД) и навигационного оборудования для регистрации трека при дрейфе и радиостанции для передачи информации с борта аэростата. Суммарная масса и объем после укладки его оболочки существенно меньше чем для аэростатов с одной прочной оболочкой.

Использование компактного БИД с газом атмосферы позволило стабилизировать высоту и использовать тонкопленочную оболочку нулевого давления (БНД) в дневной период без потерь несущего газа. При плавании в стратосфере такой аэростат существенно легче и проще чем аэростат на основе БИД с баллонетом [4].

Для быстрого преодоления влажного приземного слоя воздуха использовалась дополнительная газовая оболочка, которая разрушалась на высоте 10 км. Аэростат всплывал на высоту свыше 10 км при избытке плавучести 5–10 Н. После выполнения БИД его аэростатическая сила уменьшалась по мере всплытия с уменьшением плотности воздуха. Уменьшение избытка плавучести приводило к всплытию на равновесную высоту, на которой масса аэростата с газом отнесенная к его объему равна плотности атмосферы. Днем перепад давления между атмосферным давлением и давлением газа в БИД возрастает свыше 10 кПа с учетом температуры в соответствии уравнением состояния газа. Для поддержания постоянного объема оболочка БИД должна выдерживать длительные нагрузки. Для этого ее материал выдерживал необходимое давление с коэффициентом запаса от 2 до 3. В результате БИД сохраняла герметичность и обеспечила стабилизацию высоты плавания аэростата в необходимом диапазоне высот.

Для регулирования высоты дрейфа вычислена максимальная высота плавания H_{max} при нагреве днем и наименьшая высота H_{min} в ночной период в зависимости от массы воздуха в БИД. Максимальная высота днем определяется нагревом оболочки и зависит от времени дня, широты, долготы, времени года, термооптических свойств материала оболочки и обусловлена потоком прямой солнечной радиации, а также потоком радиации, исходящим от Земли и отраженным от облаков и подстилающей поверхности.

При испытаниях аэростат продемонстрировал поддержание равновесной высоты без выпуска газа и балласта и ее увеличение днем. Плавание продолжалось 80 часов в течении которых происходило снижение плавучести и потери оболочкой гелия. За счет сброса балласта и пополнения оболочки несущим газом длительности дрейфа стратостата можно увеличить.

Проведен расчет плавания в атмосфере Венеры подобного аэростата с оболочкой, состоящей из БНД и БИД диаметром 6 м (до 9 кПа), который показал, что при нагреве и вертикальном ветре 3 м/с аэростата стабилизирует высоту с отклонением в пределах 500 м [5, 6]. При потере несущего газа, плавучести и высоты до 53 км его оболочка пополняется гелием для всплытия на равновесную высоту. Для увеличения высоты БИД выпускает в БНД около 3 кг гелия.

Свободный аэростат на основе БНД и БИД, обеспечил стабилизацию высоты при длительном дрейфе без расхода балласта. Обосновано регулирова-

ние высоты дрейфа в атмосфере Земли и других планет за счет изменения количества газа в БИД.

Литература

[1] Агамиров В.Л., Глухарев А.Н., Пятышев Р.В. *Свободные аэростаты. Конструкция, материалы и проектирование*. Москва, ВВИА им. проф. Н.Е. Жуковского, 1963.

[2] Grassi M., Corraro F., Palumbo R., Moccia F. A simulation model for trajectory forecast, performance analysis and aerospace mission planning with high altitude zero pressure balloons. Tesi di dottorato. Università degli Studi di Napoli Federico II, 2008.

[3] Шлихтинг Г. *Теория пограничного слоя*. Москва, Наука, 1974.

[4] Хмель Д.С., Воронцов В.А. Использование атмосферных зондов для исследования планеты Венера. *Научное наследие и развитие идей К.Э. Циолковского. Матер. 54-х науч. чтений*. Калуга, АКФ «Политоп», 2019, ч. 2, с. 170–172.

[5] Воронцов В.А., Малышев В.В., Пичхадзе К.М. *Системное проектирование космических десантных аппаратов*. Москва, МАИ, 2021.

[6] Jeffery L., Hall I., Jonathan M., Cameron M., Pauken T., Jacob S., Mitchell W., Kristopher T. Altitude-Controlled Light Gas Balloons for Venus and Titan Exploration. *AIAA AVIATION Forum*, US, Dallas, Texas, 2019. https://doi.org/10.2514/6.2019-3194

УДК 629.785

О необходимости предварительной отработки программного обеспечения бортовых систем космических аппаратов

Скоков Сергей Сергеевич s.skokov@gctc.ru
SPIN-код: 5699-7620

ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»

Рассмотрен вопрос об отработке бортовых систем космических аппаратов в интересах лунной программы. Приведены примеры, иллюстрирующие необходимость испытаний бортового программного обеспечения (ПО). Показан принцип предварительной отработки ПО на основе моделирования окружающей обстановки. Перечислен состав комплекса программного испытания и решаемые им задачи. Приведен пример принципа работы предлагаемого средства отработки. Сделаны выводы о преимуществах и недостатках его использования для отработки ПО лунных исследовательских аппаратов.

Ключевые слова: *лунный исследовательский космический аппарат, бортовое программное обеспечение, испытание программного обеспечения систем космического аппарата*

В настоящее время у ученых всего мира возрос интерес к исследованию Луны. Ведущие мировые державы заявили о создании собственной лунной программы. По всему миру возобновились, а также появились новые работы, посвященные изучению поверхности Луны. Для выполнения исследовательских задач создаются новые автоматические межпланетные станции (АМС), проектируются станции на поверхности Луны и на окололунной орбите.

Наиболее важной и ответственной частью разработки космической техники является проведение испытаний. Испытания необходимы для подтверждения соответствия опытного образца предъявляемым требованиям.

Проверка функционирования бортовой аппаратуры включает в себя множество этапов: проводятся испытания как отдельных блоков, фрагментов системы, так и системы в целом. Любой комплекс проводимых испытаний характеризуется полнотой, т. е. степенью отработки сценариев функционирования системы при воздействии различных факторов, в том числе некорректной работы и отказов частей системы. Помимо этого, любое проведенное испытание характеризуется достоверностью полученных результатов.

Практика показывает, что полнота испытаний имеет чрезвычайную важность — в частности, полнота испытаний ПО. Наиболее вероятной причиной аварии АМС «Луна-25» стало нештатное функционирование бортового комплекса управления, связанное с отказом включения блока акселерометров в блоке измерения угловых скоростей из-за возможного попадания в один массив команды на включение этого блока с другими командами, имеющими различный приоритет их исполнения прибором. Распределение команд в массивах данных имеет случайный характер. Поскольку блок акселерометров не

был включен, система управления не получала от него необходимые для выдачи корректирующего импульса данные. Это не позволило при выдаче корректирующего импульса зафиксировать момент набора требуемой скорости и произвести своевременное отключение двигательной установки АМС. В конечном итоге отключение двигательной установки прошло по временной уставке (т. е. по заранее заданному времени), что привело к выдаче импульса больше расчетного [1, 2].

Таким образом можно сделать вывод, что ошибка непрохождения команды стала причиной аварии АМС, что, в свою очередь, позволяет предположить, что объем и (или) достоверность проведенных испытаний были недостаточны. Важно отметить, что вне зависимости от истинной причины аварии, каждый такой нерассмотренный сценарий работы системы влияет на шанс успеха миссии.

Выполнение посадки на поверхность Луны японским посадочным модулем Hakuto-R Mission 1 с луноходом ОАЭ «Рашид» на борту также завершилось аварией вследствие ошибки в работе бортового программного обеспечения. Расчет высоты полета производился по данным от инерциального измерительного блока и лазерного дальномера. Показания приборов разошлись, когда посадочный модуль пролетел над кратером Атлас и приблизился к месту посадки в кратере — из-за этого измеренная высота полета увеличилась на 3 км. Лазерный дальномер давал корректную информацию о высоте полета, но его данные были проигнорированы бортовой системой управления, поскольку она ошибочно определила, что лазерный дальномер неисправен (специальное поведение системы управления, заданное разработчиками для увеличения устойчивости к аппаратным сбоям датчиков). В то время, когда посадочный модуль физически находился на высоте около 5 км, бортовая система управления полагала, что аппарат уже находится на поверхности Луны. В результате этого аппарат продолжал снижаться со скоростью около 1 м/с благодаря поддержке двигателей посадки. Когда топливо было полностью израсходовано, посадочный модуль перешел в свободное падение и совершил столкновение с лунной поверхностью со скоростью более 100 м/с [3].

Ошибок в работе систем управления в приведенных выше примерах можно было избежать, если бы испытания обладали соответствующей полнотой. Одним из возможных решений по улучшению испытаний работы бортовых систем является программное испытание, т. е. тестирование ПО бортовых систем в моделируемых внешних условиях. Входные данные, необходимые для работы системы (показания датчиков), моделируются по определенным законам и изменяются в зависимости от проводимого испытания [4]. Испытания проводятся в процессе имитации всего полета для всех его участков

Основными целями работы системы программного испытания являются:

– поиск сценариев работы системы, при которых система переходит в нештатную работу или ее состояние невозможно заранее определить [4];

– исключение влияния испытателя на работу системы. Испытание проводится с заранее заданными начальными условиями и воздействиями на протяжении всего полета, при этом выдача команд управления со стороны испытателя не требуется.

Контур системы программного испытания состоит из следующих компонентов:

– модуль управления испытанием. Это компьютерная программа, управляющая ходом проведения испытания и предоставляющая интерфейс пользователя для контроля процесса испытателем. Кроме того, в данный модуль входит упрощенная модель бортовой системы управления аппарата (объем реализации которой достаточен для проведения испытания), способную обрабатывать команды управления и выдавать управляющие воздействия в тестируемое ПО;

– модули формирования внешних условий. Это набор компонентов, генерирующих исходную информацию (телеметрические данные), используемые тестируемым программным обеспечением. Эти данные формируются согласно текущему положению аппарата на поверхности Луны, либо на окололунной орбите. Предполагается, что состав модулей для каждого испытания может меняться;

– непосредственно само тестируемое ПО бортовой системы.

Система программного испытания работает следующим образом.

В модуле управления испытанием задаются начальные условия и воздействия на протяжении всего полета аппарата.

При запуске испытания начальные условия передаются в модули формирования внешних условий; кроме того, тестируемое программное обеспечение также оповещается о начале работы (при этом выдаются необходимые для начала работы команды).

Модули формирования внешних условий формируют соответствующие телеметрические данные, которые передаются тестируемому программному обеспечению.

В соответствии с имеющимися показаниями телеметрии, тестируемое ПО формирует информацию о своем текущем состоянии, которое передается в модуль управления испытанием.

Модуль управления испытанием отображает процесс работы тестируемого ПО для контроля его испытателем. Информация о работе тестируемого ПО обрабатывается моделью бортовой системы управления.

Воздействия на работу системы передаются в соответствии с заданной логикой испытания. Виртуальное воздействие формируется модулем управления испытанием и передается в модули формирования внешних условий. К примеру, формирование отказа датчиков реализуется путем отключения генерирования соответствующей этому датчику телеметрии.

Стоит заметить, что не все внешние воздействия и нештатные ситуации при работе ПО бортовой аппаратуры возможно учесть и провести соответ-

ствующие испытания. Не все воздействия на систему технически реализуемы в ходе испытаний. Не для всех бортовых систем можно провести описанные выше испытания. Каждое проводимое испытание влияет на конечную стоимость миссии.

Тем не менее предлагаемая система позволяет найти наиболее уязвимые места системы с точки зрения устойчивости функционирования. Описанная система не заменяет устоявшиеся процедуры испытаний космической техники, а дополняет их, позволяя сфокусировать внимание разработчиков на наиболее важных аспектах работы системы, что, в свою очередь, повышает успех выполнения миссии в частности и лунной программы в целом.

Литература

[1] *Роскосмос назвал вероятную причину аварии «Луны-25»*. URL: https://tass.ru/kosmos/18896789 (дата обращения 20.12.2023).

[2] *Луна-25*. URL: https://iki.cosmos.ru/research/missions/luna-25 (дата обращения 20.12.2023).

[3] *Software problem blamed for ispace lunar lander crash*. Available at: https://spacenews.com/software-problem-blamed-for-ispace-lunar-lander-crash (accessed December 20, 2023).

[4] Khaliq Z., Farooq S.U., Khan D.A. *Artificial intelligence in software testing: Impact, problems, challenges and prospect*. URL: https://arxiv.org/abs/2201.05371 (accessed December 20, 2023).

УДК 629.7

Многофункциональный демонстратор технологий на базе мобильной оперативной платформы ракеты-носителя сверхлегкого класса

Матвеев Юрий Александрович[1] matveev_ya@mail.ru
Позин Анатолий Александрович[2] pozin@rpatyphoon.ru
Юрченко Максим Игоревич[2]

[1] *Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)*
[2] *ФГБУ «НПО «Тайфун»*

Рассмотрены методы оценки развития средств выведения на базе демонстратора технологий с использованием мобильной оперативной платформы ракеты-носителя сверхлегкого класса, которые помогут разработчикам уменьшить трудозатраты при формировании вариантов систем на стадиях научно-исследовательских, опытно-конструкторских работ и летно-конструкторских испытаний.

Ключевые слова: *ракета космического назначения (РКН), транспортная космическая система (ТКС), космодром, технологии ракетостроения, комплексная оптимизация процесса разработки, технико-экономические ограничения*

Рассматривается развитие мирового парка средств выведения (СВ) космических аппаратов (КА). Представляются наиболее заметные проекты и программы разработки ТКС за рубежом. Отмечаются основные инновации, реализуемые в целях повышения экономичности, технического совершенства и конкурентоспособности создаваемые СВ. Основной упор делается на СВ, применяемые на основе РН СЛК, как многофункциональные демонстраторы на базе мобильной РН СЛК.

Показана устойчивая тенденция создания и реализации ТКС. Самая высокая интенсивность разработок наблюдается в США. В разработках ТКС с элементами многоразовости используются РКН. Лидерство здесь сохраняют также США. Представлен анализ проектов ТКС РН СЛК с целью применения их в качестве демонстраторов новых технологий, как наиболее конкурентоспособных средств из известных СВ. Представлен ряд проектов зарубежных стран, использующих РН СЛК в качестве демонстратора работ новых технологий [1–3].

Представлены основные направления развития систем СВ. К наиболее значимым направлениям эволюции СВ можно отнести разработки многоцелевых ТКС различной грузоподъемности в странах с развитой ракетно-космической промышленностью, включая США, страны Евросоюза, Китай, Индию и Японию.

Особое внимание уделено развитию демонстраторов для решения задач многоразовости — спасение ступеней с двигательной установкой (ДУ) для повторного их использования, отработки универсальных платформ, для отра-

ботки малых космических аппаратов (МКА) и их энергетических систем, электрореактивных двигателей и др. Широкий круг проектов развивается в Японии, причем на основе твердотопливных технологий: демонстраторы посадочных ступеней многоразового использования ЖРД, суборбитальные воздушно-космические системы. Их летные испытания запланированы на 2026–2028 г. Цели программ — замена ряда РН при снижении стоимости пуска в ~2 раза, адаптивность семейства РН к запускам КА разных типов, и повышение темпа запуска в 2 раза и более.

Представлены проектные характеристики демонстратора на основе модернизации отечественной геофизической ракеты МН-300 [4, 5].

Предложена методика экономической оценки демонстратора как многоуровневой системы, позволяющей определить рациональные характеристики ее подсистем и конкретной системы в целом [6].

Особенности решения отдельных задач комплексной оптимизации характеристик КА (масса, показатели надежности, срок активного существования и т. д.), процесса разработки и обеспечения надежности на этапах разработки, производства, эксплуатации рассматриваются, например, в работах [4, 6]. При исследовании основной задачи комплексной оптимизации указанных характеристик, а также процесса разработки КА и обеспечения его надежности используются приемы пространственно-временной и параметрической декомпозиции. В этом случае главные задачи рассматриваются отдельно, а именно — задачи оптимизации характеристик КА и оптимизации процесса разработки и обеспечения надежности КА ходе реализации проекта (при заданных проектных характеристиках КА).

Рассмотрены указанные задачи с учетом особенностей согласования двухуровневой оптимизации процесса разработки КА, демонстратора и его подсистем.

Выводы.

В результате анализа состояния развития мирового парка СВ КА выявлены устойчивые тенденции технологического процесса в ракетостроении.

Развитие наукоемких технологий является актуальной для выполнения требований долгосрочной государственной политики России. Одно из таких направлений развития системы демонстраторов технологий на базе мобильной оперативной платформы РН СЛК.

Рассмотрены особенности оптимизации процесса разработки и обеспечения надежности КА, демонстратора на основе РН СЛК при многоуровневой организации проектных работ, когда проводятся взаимоувязанные исследования процесса реализации проектов создания системы (НИР, ОКР, ЛКИ), и его бортовых систем (БС).

Сформулирована задача двухуровневой системы согласованного процесса разработки и обеспечения надежности применительно к МКА и его БС. Приводятся основные соотношения проектных моделей, на различных уровнях разработки.

Установлено, что применение моделей при численном анализе (оптимизации рассматриваемого процесса) позволяет в частности оценить, влияние ограничений на суммарные затраты на проект создания МКА (серии МКА), на сроки его реализации, а также на рациональные сроки и значения степени надежности БС МКА применительно универсальной платформы демонстратора.

Литература

[1] Матвеев Ю.А., Позин А.А., Шершаков В.М. Ракетные технические средства геофизического мониторинга, их развитие и возможности. *Общероссийский научно-технический журнал «Полет»*, 2017, № 8, с. 26–31.

[2] Гостев Ю.А., Колосов Ю.А., Медведев А.А., Назаров С.С., Шахов Г.В. Перспективный способ спасения многоразового ускорителя первой ступени ракет-носителей вертикальной посадки. *Космонавтика и ракетостроение*, 2022, вып. 3 (126), с. 51–60.

[3] Биркин И.А. Зацерковный С.П., Кузнецов И.И., Медведев А.А., Юрченко В.С. Состояние и тенденции развития мирового парка средств выведения космических аппаратов. *Космонавтика и ракетостроение*, 2023, вып. 2 (131), с. 150–172.

[4] Матвеев Ю.А., Позин А.А., Шершаков В.М. Системные вопросы создания ракет-носителей сверхлегкого класса. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2019, № 2.

[5] *Тори Бруно раскрывает секреты ракетостроения*. URL: aboutspasejornal.net (дата обращения 16.03.2023).

[6] Матвеев Ю.А., Шевченко С.И. Оптимизация процесса и обеспечения надежности перспективных космических аппаратов при многоуровневой организации работ. Основные соотношения проектной модели. *Космонавтика и ракетостроение*, 2023, вып. 3 (132), с. 160–169.

УДК 629.787

Анализ возмущающих воздействий при вводе в действие аэростата в атмосфере Венеры методом Монте-Карло

Воронцов Виктор Александрович victor-vorontsov@yandex.ru
Киспе Мендоза Михаэль Винсент dixwmichael@gmail.com

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Представлен анализ возмущающих воздействий при вводе в действие аэростата в экстремальных условиях атмосферы Венеры методом Монте-Карло. Создан программно-вычислительный комплекс посредством которого осуществляется последовательность анализа возмущающих воздействий при вводе в действе аэростатов при наихудших условиях.

Ключевые слова: *Венера, спуск, посадочный аппарат, баллистический спуск, аэростат*

Движение спускаемого аппарата весьма непростая задача зависящая от разных возмущающих факторов. Основные возмущения, действующие в процессе спуска спускаемого аппарата, можно разбить на:

1. Возмущения по начальным условиям входа: ошибки определения угла входа, скорости входа, координат начальной точки, времени входа и другие.

2. Возмущения, вызванные неточным знанием аэродинамических и конструктивных параметров: аэродинамических коэффициентов и площади миделевого сечения, массы и т. д.

3. Возмущения, возникающие в результате неточного знания характеристик атмосферы, в первую очередь зависимости плотности от высоты, турбулентности атмосферы и др.

4. Приборные ошибки: погрешности чувствительных элементов, средств обработки информации, исполнительных органов и т. п.

5. Возмущение на участке основного аэродинамического торможения: $\theta_{вх}$ (угол входа), $V_{вх}$ (скорость входа), $h_{вх}$ (высота входа), C_x (коэф. сопротивления ПА), W (среднегодовые скорости зонального ветра).

6. Возмущение на участке торможения под парашютом: $\theta_{вв}$ (угол ввода парашюта), $V_{вв}$ (скорость ввода парашюта), $h_{вв}$ (высота ввода парашюта), C_x (коэф. сопротивления), $C_п$ (коэф. сопротивления парашюта), W (среднегодовые скорости зонального ветра). В данной работе анализируем процесса ввода аэростата в действие в атмосфере Венеры, в номинальных и экстремальных условиях. Наиболее употребительными методами приближенной теоретико-вероятностной оценки точности работы нелинейных динамических систем являются метод статистических испытаний (метод Монте-Карло) и метод эквивалентных возмущений (метод Доступова).

7. Возмущение на участке отделения верхнего полусфера: $\theta_{вв}$ (угол ввода парашюта), $V_{вв}$ (скорость ввода парашюта), $h_{вв}$ (высота ввода парашюта),

C_x (коэффициент сопротивления), $C_{\text{п}}$ (коэф. сопротивления порашюта), W (среднегодовые скорости зонального ветра).

8. Возмущение на участке отделения нижнего полусфера: $\theta_{\text{вн}}$ (угол ввода парашюта), $V_{\text{вн}}$ (скорость ввода парашюта), $h_{\text{вн}}$ (высота ввода парашюта), C_x (коэф. сопротивления), $C_{\text{п}}$ (коэф. сопротивления порашюта), W (среднегодовые скорости зонального ветра).

9. Возмущение на участке ввода в действие аэростатов:

– высоты окончания наполнения оболочки (начала расхождения ПАС и системой наполнения);

– коэффициента сопротивления аэростата;

– коэффициента сопротивления парашюта;

– высоты поверхности;

– модели атмосферы;

– вертикального градиента скорости ветра.

Большинство возмущений носит случайный характер с нормальным законом распределения. Для оценки отклонений были проведены соответствующие расчеты траекторий при различных возмущениях с вероятностной оценкой по методу Монте-Карло. Из всех возмущений учитывались те, которые дают наибольшее отклонение конечных параметров.

Литература

[1] Воронцов В.А. Проектирование аэростатных зондов для исследования планет солнечной системы. Москва, МАИ-ПРИНТ, 2008.

[2] Москаленко Г.М. *Механика полета в атмосфере Венеры.* Москва, Машиностроение, 1978.

[3] Косенкова А.В., Миненко В.Е., Быковский С.Б, Якушев А.Г. Исследование аэродинамических характеристик альтернативных форм посадочного аппарата для изучения Венеры. *Инженерный журнал: наука и инновации,* 2018, вып. 11.
https://doi.org/10.18698/2308-6033-2018-11-1826

УДК 629.78

Методика оценки альтернативных проектных решений космических аппаратов в прогнозируемый период

Матвеев Юрий Александрович matveev_ya@mail.ru
Ламзин Владимир Владимирович 8465836@mail.ru
Ламзин Владимир Алексеевич 8465836@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Предложена методика оценки альтернативных проектных решений модификаций КА, включающая метод многоуровневой согласованной оптимизации. В основе метода схема двухуровневого управления разработкой, двухуровневая модель проектных исследований и статистический метод согласованного оптимизационного поиска. Поэтапно решаются две задачи оптимизации параметров: модификации космического аппарата и подсистем аппарата. Представлены постановки, проектные модели и алгоритмы решения задач. На модельном примере приведена оценка работоспособности методики.

Ключевые слова: *дистанционное зондирование Земли, космическая система, космический аппарат, модернизация, модификация, прогнозируемый период, проектная модель*

Опыт разработки показывает, что обеспечение эффективного развития космической системы (КС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) возможно при рациональном управлении, основанном на комплексных прогнозных исследованиях техники. Вопросы упреждающего анализа развития КС ДЗЗ и совершенствование методов прогнозирования их характеристик приобретают особую актуальность, так как позволяют более обоснованно подходить к определению рациональных характеристик средств ДЗЗ и представляют не только научный, но и практический интерес. Опыт разработки также показывает, что во многих случаях повышение технико-экономической эффективности КС ДЗЗ связано с созданием модификаций КА, с модернизацией созданной ранее базовой системы, что подтверждается разработкой ряда космических программ (систем): ERS, LANDSAT, CBERS, PLEIADES, CSO, COMPSAT, SKYSAT и др. [1–3]. Модернизация КС ДЗЗ предполагает внесение изменений (замена подсистем или добавление новых подсистем) в базовую систему с целью повышения ее технико-экономической эффективности при новых условиях использования [4]. Проведение модернизации КС ДЗЗ и создание модификаций КА, как показано в [5, 6], дает возможность рационально использовать научно-технический задел, продлить сроки эксплуатации системы. В докладе рассматриваются вопросы повышения функциональной эффективности КС ДЗЗ связанные с ее модернизацией в прогнозируемый период и созданием модификаций космических аппаратов (КА). Предложена методика оценки альтернативных проектных решений модификаций КА, включающая метод многоуровневой согласованной оптимизации [4].

В основе метода схема двухуровневого управления разработкой, двухуровневая модель проектных исследований и статистический метод согласованного оптимизационного поиска. Проектные исследования охватывают верхний и нижний уровни управления разработкой. На верхнем уровне управления разработкой КА рассматривается как объект, включающий модуль целевой аппаратуры (МЦА) и модуль служебных систем (МСП). На нижнем уровне модуль МЦА состоит из целевой съемочной системы, системы сбора и передачи информации, системы терморегулирования и конструкции. Модуль МСП — унифицированная космическая платформа. Представлены постановки, проектные модели и алгоритмы решения рассматриваемых задач, исследованы вопросы сходимости согласованного оптимизационного поиска. На модельном примере приведена оценка работоспособности методики. Полученные на модельном примере оценки рациональных параметров модификаций КА с оптико-электронной съемочной аппаратурой к моменту времени прогнозирования могут быть использованы для детального анализа эффективности как существующих КС ДЗЗ, так и перспективных систем с целью прогнозирования их развития, расширения области применения и продления сроков использования.

Литература

[1] Бакланов А.И. Новые горизонты космических систем оптико-электронного наблюдения земли высокого разрешения (часть II). *Ракетно-космическое приборостроение и информационные системы*, 2018, т. 5, вып. 4, с. 14–27. https://doi.org/10.30894/issn2409-0239.2018.5.4.14.27

[2] Занин К.А., Москатиньев И.В. Основные направления развития зарубежных оптико-электронных космических систем дистанционного зондирования Земли (обзор). *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2019, № 2 (44), с. 28–36. https://doi.org/10.26162/LS.2019.44.2.003

[3] Ламзин В.В., Макаров Ю.Н., Матвеев Ю.А. Вопросы поиска эффективных проектных решений при модернизации космической системы ДЗЗ. *Полет*, 2011, № 5, с. 3–17.

[4] Матвеев Ю.А., Ламзин В.А., Ламзин В.В. Основы проектирования модификаций космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Москва, МАИ, 2015.

[5] Матвеев Ю.А., Ламзин В.А, Ламзин В.В. Методы прогнозирования характеристик модификаций космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Москва, МАИ, 2019.

[6] Шевченко С.Н. Метод обоснования программ модернизации космических аппаратов. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2020, № 1 (47), с. 24–28.

УДК 629.78

Исследование характеристик модификаций космических аппаратов в прогнозируемый период

Матвеев Юрий Александрович matveev_ya@mail.ru
Ламзин Владимир Владимирович 8465836@mail.ru
Ламзин Владимир Алексеевич 8465836@mail.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

На модельном примере проведены исследования характеристик модификаций космических аппаратов с учетом развития (модернизации) космической системы дистанционного зондирования Земли в прогнозируемый период. Особенностью исследований является многоуровневая организация работ, формирование многоуровневой модели объекта, анализ динамики связей при модернизации космической системы и замене подсистем. Полученные на модельном примере оценки технико-экономических характеристик модификаций космических аппаратов могут быть использованы при разработке перспективных космических систем.

Ключевые слова: *дистанционное зондирование Земли, космическая система, космический аппарат, модернизация, модификация, целевая аппаратура, показатели эффективности*

В работах [1–4] рассматриваются различные подходы к решению проблемы повышения эффективности перспективных космической системы (КС) дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ): улучшение разрешающей способности, увеличение количества спектральных каналов целевой аппаратуры КА, снижение периодичности наблюдения и др. Это обеспечивается благодаря высокой надежности отработанных систем и агрегатов, их конструктивно-технологической преемственности. Однако вопросы повышения эффективности КС ДЗЗ при ее модернизации, которые в новых экономических условиях имеют свои особенности, не получили должного освещения. Известно [2, 4], что модернизация КС связана с внесением изменений (замена подсистем или добавление новых подсистем) в базовую систему с целью повышения ее технико-экономической эффективности при новых условиях использования. От состава и параметров заменяемых подсистем зависит и формирование программы модернизации (числа, сроков и состав замены подсистем).

Проектные исследования с учетом развития (модернизации) КС ДЗЗ в прогнозируемый период связаны с решением задачи оптимизации параметров космического аппарата (КА). Для решения задачи используется методика, в основе которой многоуровневая модель проектных исследований [4]. Приводится постановка задачи и алгоритм ее решения. Критерий поиска решения задачи — суммарные приведенные затраты на создание и эксплуатацию модификации КА. Рассматриваются различные схемные решения целевой съемочной аппаратуры КА. При формировании соответствующей проектной мо-

дели учитываются особенности заменяемых подсистем. При решении задачи проводится оптимизация (оценка) параметров модификаций КА с учетом особенностей проектно-конструкторских решений заменяемых подсистем. В докладе приводится блок-схема алгоритма решения задачи оптимизации (оценки) параметров КА в прогнозируемый период. Она включает блоки: формирования вариантов схемных решений целевой съемочной аппаратуры модификации КА; оценки ряда показателей, например, информационной производительности, целевой эффективности, надежности; определения суммарных приведенных затрат и др. При решении задачи используются проектные модели габаритно-массовых характеристик, надежности, затрат на создание первого базового образца подсистем модификации КА. При формировании модели затрат на реализацию проекта КА ДЗЗ устанавливается его структура, определяется связь составляющих затрат на КА от параметров подсистем. При определении затрат используется метод базовой статьи калькуляции и статистические методы оценки. На модельном примере проведены исследования характеристик модификаций КА с учетом развития (модернизации) КС ДЗЗ в прогнозируемый период. Полученные на модельном примере прогнозные оценки технико-экономических характеристик модификаций КА могут быть использованы при разработке перспективных космических систем дистанционного зондирования Земли.

Литература

[1] Занин К.А., Москатиньев И.В. Основные направления развития зарубежных оптико-электронных космических систем дистанционного зондирования Земли (обзор). *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2019, № 2 (44), с. 28–36. https://doi.org/10.26162/LS.2019.44.2.003

[2] Ламзин В.В., Макаров Ю.Н., Матвеев Ю.А. Вопросы поиска эффективных проектных решений при модернизации космической системы ДЗЗ. *Полет*, 2011, № 5, с. 3–17.

[3] Matveev Yu.A., Lamzin V.A., Lamzin V.V. The Objective of Defining a Rational Programme for the Modernization of the Space System for Remote Sensing of the Earth During the Planned Period. *Journal AIP Conference Proceedings* 2171, 110021 (2019); Published Online: 15 November 2019, pp. 110021-1–110021-9. https://doi.org/10.1063/1.5133255

[4] Матвеев Ю.А., Ламзин В.А, Ламзин В.В. Методы прогнозирования характеристик модификаций космических аппаратов дистанционного зондирования Земли. Москва, МАИ, 2019.

УДК 629.786

Вопросы создания новых технических средств исследования атмосферы планеты Венера

Воронцов Виктор Александрович victor-vorontsov@yandex.ru
Любезный Борис Викторович aplandia2009@bk.ru

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Продолжение работ по Программе исследования планеты Венера вызывает необходимость проведения анализа опыта использования технических средств в ранее осуществленных и прорабатывавшихся проектах. При этом, особое внимание следует уделить атмосферным зондам. Как известно, первым и пока единственным таким техническим средством был аэростат проекта «Вега». Вопросы, связанные с задачей увеличения длительности исследований, может помочь решить новое техническое средство — атмосферный зонд планирующего, или «змейкового» типа, получивший название — «Ветролет».

Ключевые слова: *Венера, атмосфера, десантный аппарат, аэростат, планирующий зонд, парашют, леер, гондола*

Практика исследования Венеры показала актуальность и целесообразность создания зондов, предназначенных для долговременного нахождения в атмосфере планеты. Впервые в мировой практике запуск зондов аэростатного типа в атмосферу Венеры состоялся в ходе осуществления проекта «Вега» в 1985 г. Аэростаты полностью выполнили запланированную программу полета, подтвердив практическую реализуемость выбранной концепции.

Тем не менее, возможности аэростатных зондов ограничиваются возникающими техническими проблемами (в частности — ограниченной емкостью аккумуляторной батареи и имеющейся газопроницаемостью оболочки баллона). С другой стороны, высокая стоимость организации экспедиции и ценность получаемых научных данных требуют увеличения срока активного существования зондов, что, в свою очередь, приводит к новым конструктивным и даже концептуальным решениям.

Планирующий зонд — «ветролет», использующий динамику атмосферы Венеры, не нуждается в каких-либо дополнительных источниках энергии и запасах рабочего газа, может на порядок и более увеличить время активного функционирования. «Ветролет» дрейфует в атмосфере Венеры за счет использования связки двух аэродинамических устройства, разнесенных по высоте. Он представляет собой автономную систему спускаемого аппарата и состоит из:

– системы ввода, обеспечивающей крепление элементов зонда к спускаемому аппарату, разделение и сброс элементов конструкции, ввод парашютов в соответствии со схемой ввода зонда в действие;

– системы дрейфа, обеспечивающей плавание зонда, создание аэродинамического качества, проведение научных измерений в атмосфере и передачи телеметрической информации на Землю.

На этапе парашютного спуска осуществляется ввод в действие парашюта-крыла «ветролета». После ввода зонда в действие крыло втягивается в ветровой поток. Полезная нагрузка отделяется на определенное расстояние (на длину связи, леера) и вводится в действие вторая аэродинамическая поверхность, например, — дополнительный тормозной парашют. На него будет действовать ветровой поток, скорость которого будет отличаться по величине от скорости потока, действующего на большей высоте.

Вопрос выбора типа аэродинамических поверхностей: парашют, роторное устройство, планер, другое, — остается открытым. В процессе проведения предварительных исследований был выявлен ряд других важных вопросов и поставлены следующие задачи:

– разработка инженерной модели динамики атмосферы,

– оценка границ применения нового технического средства исследований,

– создание математической модели, включая массово-габаритную, аэродинамическую и т. д.,

– проработка поэтапного, упорядоченного ввода в действие и схемы функционирования в атмосфере,

– оценка проектно-динамических параметров с учетом действия возмущений и неопределенности исходных данных,

– планирование отработки траекторных операций и моделирование в условиях земной атмосферы.

Безусловно, это далеко неполный перечень задач и вопросов, связанных с созданием нового технического средства, но предварительные расчетно-теоретические исследования и, что особенно важно, проведенные методические испытания показали реализуемость предлагаемых решений и необходимость их продолжения.

Литература

[1] Воронцов В.А., Малышев В.В., Пичхадзе К.М. *Системное проектирование космических десантных аппаратов*. Москва, МАИ, 2021.

[2] Соболев И.А. Анализ проектных характеристик атмосферных зондов змейкового типа (ветролетов) для изучения атмосферы Венеры. *Вестник НПО им. С.А. Лавочкина*, 2017, № 4, с. 108–115.

[3] Грумондз В.Т., Семенчиков Н.В., Яковлевский О.В. *Аэродинамика дирижабля*. Москва, Наука, 2017.

[4] Малышев В.В., Усачов В.Е., Сахаров В.И. Разработка математического и программного обеспечения для решения задач посадки на спутник Юпитера Европу и движения атмосферных зондов в атмосфере Венеры. Отчет о НИР. Москва, МАИ, 2010.

[5] Воронцов В.А., Любезный Б.В. Проектные решения для атмосферных планетных зондов. *Системный анализ, управление и навигация. 27-я Междунар. науч. конф. Сб. тез.* Крым, Евпатория, 2023, с. 115–116.

УДК 658.512

Применение метода частотной поверхности для анализа двумерных звеньев систем управления

Алакин Виктор Михайлович alakin.vm@bmstu.ru
Максимов А.В. max_av@bmstu.ru
Чухраев Игорь Владимирович chukhraev@bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

Авторы доклада предлагают расширить сферу применения метода частотных поверхностей на исследование частотных свойств двумерных звеньев (двумерных систем). Сделан вывод, что предложенный метод позволяет существенно увеличить информационность анализа динамики звена и/или системы в частотной области.

Ключевые слова: *частотные свойства, двумерные звенья*

Актуальность и новизна. Применение классического метода исследования частотных свойств отдельных звеньев и/или всей системы управления требует от исследователя построения для этих объектов графиков амплитудно-частотных и фазо-частотных характеристик (АЧХ, ФЧХ). Эти графики являются результатом двумерного моделирования исследуемых объектов. Практика анализа динамики сложных конструкций, например в робототехнике, показывает, что трехмерные модели, при одинаковых исходных данных, дают больше информации, чем двумерные модели.

Нет технологических трудностей построить частотную поверхность двухмерного звена или системы если есть возможность получить отклики этих объектов на частотные воздействия одновременно по двум каналам. На сегодня отсутствуют опыт и методология проведения исследований динамики двумерных систем управления в частотной области. Предлагаемый в докладе метод является развитием работы, выполненной ранее [1] и, по мнению авторов, позволит начать такой опыт накапливать.

Метод. В основе предлагаемого метода лежат рекомендации классической теории автоматического управления [2, 3] для исследования динамики звеньев систем в частотной области. В докладе показаны результаты исследований, полученные моделированием звеньев (систем) в среде программного комплекса Matlab-Simulink. Структурно-аппаратную модель исследуемого звена (или системы) моделируют средствами среды Simulink. Полученные от этой среды сигналы с обоих выходов двумерной модели исследуемого объекта передаются для дальнейшей обработки в среду Matlab, в которой хорошо представлен инструментарий трехмерной графики. Исследователь имеет большие возможности изучить частотные особенности моделируемого звена (или системы).

Результаты. В качестве примера в докладе приводятся несколько вариантов частотных поверхностей двумерной системы общего вида с прямыми перекрестными связями.

Обсуждения. Представление частотных свойств двумерного звена (системы управления) в виде поверхности в координатах частоты входного сигнала убедительно показывают превосходство трехмерной графики. Разработчик (исследователь) имеет возможность: изучить модель с различных точек обзора; может выделить цветом или оттенками серого любые области частотной поверхности, которые его интересуют; представить частотную поверхность как сплошной поверхностью, так и в виде сетки взаимно перпендикулярных линий, параллельных координатным осям.

Заключение. Предложенный метод позволяет существенно увеличить информационность анализа динамики звена и/или системы в частотной области.

Литература

[1] Корнюшин Ю.П., Климанова Е.В., Максимов А.В. Метод построения поверхностей частотных характеристик комплекснозначных передаточных функций систем управления. *Информационно-измерительные и управляющие системы*, 2021, т. 19, № 5, с. 58–66. https://doi.org/10.18127/j20700814-202105-05

[2] Пупков К.А., Егупов Н.Д., ред. *Методы и классической и современной теории автоматического управления. Т. 1. Математические модели, динамические характеристики и анализ систем автоматического управления.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2004.

[3] Бесекерский В.А., Попов Е.П. *Теория систем автоматического регулирования.* Москва, Наука, 1975.

УДК 629.78

Российская орбитальная станция — условия наблюдения объектов в приполярных областях земной поверхности

Митина Антонина Алексеевна A.Mitina@gctc.ru
SPIN-код: 2922-5038

Темарцев Дмитрий Александрович D.Temartsev@gctc.ru
SPIN-код: 4233-7585

Прудков Виктор Николаевич V.Prudkov@gctc.ru

ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»

Рассмотрены назначение Российской орбитальной станции (РОС), параметры орбит РОС и Международной орбитальной станции (МКС), условия наблюдения земной поверхности с борта РОС и МКС. Выполнен сравнительный анализ параметров орбит станций: межвитковое смещение, прецессия плоскости орбиты, суточный сдвиг трассы. Исследование проводилось с целью формирования материала для использования при подготовке космонавтов к выполнению задач наблюдения земной поверхности и объектов на поверхности Земли. Результаты исследования предназначены для рассмотрения основных закономерностей, влияющих на обеспечение наблюдения земной поверхности. Они могут быть полезны для прогнозирования продолжительности и периодичности наблюдений в зависимости от широты расположения наблюдаемого объекта.

Ключевые слова: *Российская орбитальная станция, параметры орбиты, наблюдение земных объектов из космоса, подготовка космонавтов*

Проект постройки новой Российской орбитальной станции (РОС) стал первоочередной задачей отечественной пилотируемой космонавтики, отодвинув на второй план лунную программу. В журнале «Русский космос» генеральный конструктор РКК «Энергия» Владимир Алексеевич Соловьев, кроме решения о выходе из программы МКС, указал несколько причин для создания РОС:

– износ МКС и значительное увеличение временных и ресурсных затрат на ремонт российского сегмента;

– планируется использовать другое наклонение орбиты для новой станции, поскольку текущая орбита МКС не позволяет осмотреть всю территорию России;

– на новой орбите планируют проведение медико-биологических исследований в условиях, менее защищенных магнитосферой Земли от космического излучения, для понимания степени опасности таких условий полета, в интересах выполнения будущих межпланетных экспедиций, которые также не будут иметь защиты от радиации [1].

Предполагается, что РОС будет посещаемой, и в период отсутствия экипажа функционировать в автоматическом режиме. Это связано не только с повышенной радиацией и рисками для здоровья экипажа, но и с высокими затратами на содержание человека на орбите. Безопаснее и дешевле отправ-

лять на станцию автоматические приборы, которые необходимо будет периодически настраивать и проводить техобслуживание и ремонт [2].

Директор Института Космических Исследований РАН Анатолий Алексеевич Петрукович неоднократно высказался о важности Арктики для развития отечественной астрофизики: «Арктика — зона приоритетов России, но это еще и место, где эффекты космической погоды наиболее сильно проявляются на поверхности Земли. Это и полярное сияние, и геомагнитные вариации, геоэлектрические вариации, зашумленность ионосферы на радиочастотах. Что особенно важно, космическая погода варьируется в Арктике постоянно. Полярные сияния могут быть каждый день, и это никак не привязано к солнечному циклу, а только к солнечному ветру. Отсюда и возникает необходимость запуска спутника для мониторинга солнечного ветра. По заказу Госкорпорации «Роскосмос» сейчас идет активная работа по развитию дальнейших космических исследований на платформе Арктики» [3].

На борту РОС планируется выполнять следующие задачи: контроль ледовой и экологической обстановки; оперативный мониторинг ионосферы, климатических и микрофизических процессов; оптическую регистрацию возмущений в атмосфере Земли; измерение характеристик магнитного поля Земли; наблюдения объектов на земной поверхности и в космосе с использованием аппаратуры построенной на различных принципах функционирования; повышения эффективности использования земельных ресурсов в сельском хозяйстве [4].

Планируется запустить РОС на солнечно-синхронную орбиту высотой 372 км от Земли и наклонением 96,9° (на первом этапе 334 км и 96,8°), обеспечивающую постоянные благоприятные условия для наблюдения территории РФ [2]. Такая орбита позволит каждые полтора часа обозревать оба полюса Земли оптическими, инфракрасными, ультрафиолетовыми и другими детекторами, радиолокационными средствами, что дает принципиально новое качество исследованиям из космоса. В результате станция будет использоваться более эффективно в научных и хозяйственных интересах.

Параметры орбиты РОС, в сравнении с МКС, предоставить более широкие возможности по ряду направлений научных исследований, в частности, по проектам дистанционного зондирования Земли планируется отработка методик контроля ледовой и экологической обстановки [5].

Новые условия по наблюдению земной поверхности с борта РОС, потребуют адаптации проводимой подготовки космонавтов к выполнению задач, связанных с определением положения КА относительно земной поверхности и к выполнению задач наблюдения объектов на земной поверхности с борта МКС к условиям функционирования новой станции. Связанные с этим изменения в подготовке космонавтов должны рассматривать новые возможность и условия наблюдения объектов на земной поверхности.

На возможность и условия наблюдения объектов на земной поверхности, влияют параметрами орбиты КА, физические параметры Земли. К этим параметрам относятся: скорость и направление вращения Земли вокруг своей оси

и вокруг Солнца, размеры и форма планеты, ее гравитационный параметр, нецентральность гравитационного поля и неравномерность распределения массы Земли по ее объему, а также такое явление как прецессия плоскости орбиты. Также следует учитывать параметры орбиты РОС, с которой будут выполняться наблюдения объектов земной поверхности: наклонение орбиты, размеры орбиты, форма орбиты, положение КА на орбите, скорость полета КА по орбите, высота полета и взаимосвязанный с этими параметрами период обращения КА по орбите. Размеры объекта наблюдения и его положение на поверхности Земли [6, 7].

Для разработки учебного материала в целях обеспечения подготовки космонавтов к работе в новых условиях полета на борту РОС, был выполнен сравнительный анализ параметров орбит МКС и РОС. При этом для анализа использовались межвитковое смещение, прецессия плоскостей орбит МКС и РОС, а также суточный сдвиг трасс станций.

Полученные в ходе выполнения исследований результаты предназначены для изучения основных закономерностей, влияющих на обеспечение наблюдения земной поверхности. Эти результаты также могут быть полезны для прогнозирования таких наблюдений по продолжительности, по числу витков в зависимости от широты расположения наблюдаемого объекта.

Помимо задач землеобзора на борту РОС потребуется решать вопросы определения положения объектов на поверхности Земли с требуемой точностью. Для обеспечения решения этих задач также следует знать и понимать характер взаимосвязи параметров орбиты станции и физических свойств Земли, определяющих положение трассы на поверхности Земли.

Таким образом, расширение возможностей по наблюдению всей территории России, предоставляемое параметрами орбиты РОС, потребуют изменения содержания учебного материала, обеспечивающего подготовку космонавтов. С этой целью для обеспечения подготовки космонавтов в интересах будущей работы на борту РОС, представляется целесообразным включить в подготовку космонавтов учебный материал, содержащий особенности построения и функционирования КА на орбите с параметрами РОС, а также учебный материал, содержащий описание трассы РОС, ее параметров, условий ее прохождения по земной поверхности.

Литература

[1] Маринин И. К высоким широтам. *Русский космос*, 2022, № 42, с. 6–15.

[2] *Национальная орбитальная космическая станция*. URL: https://ru.ruwiki.ru/wiki/Национальная_орбитальная_космическая_станция (дата обращения 27.11.2023).

[3] «Арктика — зона повышенного внимания российских исследовдателей» — дирдектор ИКИ РАН Анатольий Петрукович. URL: https://ru.scientificrussia.ru/articles/arktika-zona-povysennogo-vnimania-rossijskih-issledovatelej-direktor-iki-ran-anatolij-petrukovc (дата обращения 27.11.2023).

[4] *Вглядываясь в бесконечность. Астрофизика вступила в эпоху великих открытий*. URL: https://poisknews.ru/materials/vglyadyvayas-v-beskonechnost-astrofizika-vstupila-v-epohu-velikih-otkrytij/?ysclid=lx8spwv19h343105089 (дата обращения 27.11.2023).

[5] *Высокоширотная автономия: какой будет российская орбитальная станция*. URL: https://iz.ru/1381070/mikhail-kotov/vysokoshirotnaia-avtonomiia-kakoi-budet-rossiiskaia-orbitalnaia-stantciia?ysclid=lx8zef8el666975893 (дата обращения 27.11.2023).

[6] Митин А.Т., Митина А.А. *Навигация и баллистика пилотируемых космических аппаратов*. Звездный городок, РГНИИЦПК имени Ю.А. Гагарина, 2006.

[7] Нариманов Г.С., Тихонравов М.К. *Основы теории полета космических аппаратов*. Москва, Машиностроение, 1972.

УДК 629.78

Участие ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» в работах по экологическому обследованию Земли из космоса

Корзун Валерий Григорьевич V.Korzun@gctc.ru
Шкаплеров Антон Николаевич A.Shkaplerov@gctc.ru
Темарцев Дмитрий Александрович D.Temartsev@gctc.ru
SPIN-код: 4233-7585
Кошенко Андрей Васильевич A.Koshenko@gctc.ru
Прокопенко Юлия Павловна

ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»

Наблюдения объектов с околоземной орбиты занимают важное место в программе научно-прикладных исследований проводимых на МКС по направлению «Исследования Земли из космоса». В настоящее время с борта РС МКС выполняется ряд целевых работ по дистанционному зондированию Земли. Одна из них «Экон-М». Ее цель заключается в экологическом мониторинге районов деятельности различных объектов как на территории Российской Федерации, так и на территории зарубежных государств. Постановщиком работы является ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина». Это позволяет проводить полный цикл наблюдений — от подготовки российских космонавтов к выполнению данного вида работ до анализа получаемых результатов.

Ключевые слова: *космос, космонавт, наблюдения Земли, научно-прикладные исследования, МКС, дистанционное зондирование, экологический мониторинг*

Основным методом наблюдения Земли из космоса и получения информации о состоянии объектов на земной поверхности является дистанционное зондирование Земли (ДЗЗ). Оно играет важную роль в решении задач обеспечения экологической безопасности, анализа состояния природно-ресурсного потенциала страны и компонентов ее окружающей природной среды, контроля рационального природопользования.

Наша страна обладает обширными территориями, расположенными в различных природно-климатических зонах. Зачастую объекты наблюдения находятся в труднодоступных для наземных средств мониторинга районах, что делает использование ДЗЗ из космоса одним из основных методов получения необходимой и объективной информации.

В настоящее время на борту российского сегмента (РС) Международной космической станции (МКС) в рамках выполнения работ по ДЗЗ реализуется ряд целевых работ (ЦР), таких как «Экон-М», «Ураган», «Дубрава», «Сценарий».

ЦР «Экон-М» выполняется на борту РС МКС с 2012 года с целью экологического мониторинга районов деятельности различных объектов на территории Российской Федерации и зарубежных государств. Постановщиком данной ЦР является ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» (ЦПК), что

позволяет проводить полный цикл реализации ЦР от подготовки российских космонавтов к выполнению данного вида работ до анализа получаемых результатов и формирования отчетной документации [1].

Для проведения ЦР «Экон-М» используется штатная аппаратура РС МКС, технические и приборные возможности которой позволяют проводить ДЗЗ, регистрируя электромагнитное излучение земной поверхности в видимом диапазоне спектра, оперативно передавая полученные результаты по каналам связи на Землю для проведения дальнейшего анализа участниками ЦР [1, 2].

За годы проведения ЦР «Экон-М» отработаны методика выполнения визуально-приборных наблюдений с борта РС МКС и процесс подготовки космонавтов к проведению ДЗЗ из космоса. Использование возможностей космонавта при выполнении ДЗЗ позволяет выполнять интеллектуальную фотосъемку. Космонавт осуществляет поиск и опознавание объектов наблюдения, настройку фотоаппаратуры, определение времени и параметров фотосъемки, контроль за изменением условий и обстановки при выполнении фотосъемки заданных объектов, а также непрерывный анализ, прием и обработку новой информации [1].

В качестве преимуществ получаемых результатов необходимо отметить детальность космических снимков, большую обзорность регистрируемой территории, возможность повторного получения данных через определенные промежутки времени, оперативность получения информации, а также возможность применения комплексного анализа и оценки динамики развития на основе оперативного картографирования [1].

Важным аспектом наблюдения объектов на земной поверхности с борта РС МКС является светотеневая обстановка на орбите. Наклонение станции и высота ее орбиты способствует тому, что с борта РС МКС космонавты наблюдают заданные объекты с определенной периодичностью, которая зависит от широты расположения объекта на поверхности Земли и его отдаления от трассы полета МКС.

Все полученные в процессе выполнения ЦР «Экон-М» космические снимки распределяются по укрупненным группам наблюдения. Это позволяет в дальнейшем проводить детальный тематический анализ, в том числе с формированием по оперативным данным карт-схем наблюдаемых территорий используя метод геоинформационного картографирования с детальной пространственно-географической привязкой [2–4].

Наибольший интерес в процессе экологического обследования представляют урбанизированные территории. По оперативно полученным космическим снимкам специалисты могут проводить анализ динамики загрязнения приземного слоя воздуха, а также выполнять сравнительный анализ площадей загрязнения на основании сбора и анализа статистических данных, в том числе с использованием результатов наземных средств мониторинга [2].

Оперативный мониторинг позволяет также регистрировать несанкционированные сбросы и загрязнение водных объектов с борта РС МКС и другие

абразионно-обвальные береговые процессы, приводящие к деградации и площадному загрязнению прибрежных акваторий [3].

Помимо объектов мониторинга, которые входят в программу наблюдений с борта РС МКС в рамках ЦР «Экон-М», космонавты регулярно регистрируют чрезвычайные процессы и явления как природного, так и техногенного характера. Результаты таких наблюдений способствуют быстрому реагированию и принятию управленческих решений по ликвидации последствий ЧС [4].

Многолетний опыт выполнения ЦР «Экон-М» с борта РС МКС подтверждает необходимость и целесообразность проводимых исследований. Получение информации о функционировании объектов на земной поверхности способствует разработке новых технологий и инновационных решений при выполнении ДЗЗ с борта РС МКС для проведения комплексного анализа природных и природно-техногенных систем как на территории нашей страны, так и на территории зарубежных государств.

Литература

[1] Кошенко А.В., Прокопенко Ю.П. Основные аспекты подготовки космонавтов к проведению экологического мониторинга с борта РС МКС. *Гагаринский сборник. Матер. 50-х Междунар. общественно-науч. чтений, посвященных памяти Ю.А. Гагарина*. Гагарин, Музей-заповедник Ю.А. Гагарина, 2023, с. 173–186.

[2] Прокопьев С.В., Петелин Д.А., Федяев А.В., Кикина А.Ю., Кондрат А.И., Прокопенко Ю.П., Картунов С.В., Смоловский В.В., Темарцев Д.А. Результаты выполнения программы Целевой работы «Экон-М» экипажами экспедиций МКС-68 и МКС-69. *Пилотируемые полеты в космос. Матер. XV междунар. науч.-практ. конф. Сб. тез.* Звездный городок, НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина, 2023, с. 60–61.

[3] Баталов О.А., Картунов С.В., Кондрат А.И., Прокопенко Ю.П., Фалеев А.В., Ядренцев А.Н. Результаты космического мониторинга прибрежных акваторий в районах деятельности морских и речных портов с борта РС МКС. *Пилотируемые полеты в космос. Матер. XIV междунар. науч.-практ. конф. Сб. тез.* Звездный городок, НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина, 2021, с. 72–74.

[4] Картунов С.В., Кондрат А.И., Прокопенко Ю.П., Ядренцев А.Н. Мониторинг природных катастроф в рамках реализации российскими космонавтами космического эксперимента «Экон-М» с борта РС МКС. *Пилотируемые полеты в космос. Матер. XIV междунар. науч.-практ. конф. Сб. тез.* Звездный городок, НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина, 2021, с. 65–66.

Секция 10. КОСМОНАВТИКА И КУЛЬТУРА

УДК 629.7

Экипажи «Бурана»

Степанов Геннадий Николаевич GennadyBNO@yandex.ru

НИИ КС им. А.А. Максимова – филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Второй полет «Бурана» был запланирован на декабрь 1991 г. и должен быть пилотируемым. В программе: запуск корабля в беспилотном варианте, автоматическая стыковка с орбитальным кораблем «Мир», работа на его борту экипажа орбитального корабля, расстыковка и автономный полет на орбите, запуск пилотируемого корабля «Союз» с андрогенным периферийным СУ (АПАС), его стыковка с «Бураном», работа экипажа «Союз» на борту «Бурана», посадка в беспилотном режиме.

Ключевые слова: Буран, запуск, экипаж

«Буран» в эксплуатационном варианте был рассчитан на экипаж 6 человек, в котором, разумеется, должны быть и борт — инженеры НПО «Энергия». Однако в первых испытательных полетах в интересах минимизации риска человеческими жизнями предполагался экипаж в составе двух человек на двух пилотских катапультируемых креслах и совершенно идентичных рабочих местах для командира и правого пилота [1–3].

Старая «буранная» гвардия: И. Волк, О. Кононенко, А. Щукин, А. Левченко, С. Иванченков, Р. Станкявичюс [4] — это великолепная пятерка летчиков-испытателей-космонавтов — не просто были по своему человеческому, гражданскому и профессиональному статусу достойны своего и страны звездного часа, они приближали его, работали на него, положив на его алтарь всю свою жизнь, свой талант, свое мужество. Своей самоотверженностью и энтузиазмом они заражали своих коллег и последователей — тех, кто должен был идти следом за ними по проторенному ими пути. А таких последователей было несколько типов.

Во-первых, это были летчики-испытатели ЛИИ второго набора: У. Султанов, В. Заболоцкий, М. Толбоев, Ю. Шеффер, С. Тресвятский и Ю. Приходько. О каждом из них можно и должно рассказать много замечательного, как о людях выдающихся, про уникальную профессию.

Во-вторых, это была группа волжан — военных летчиков-испытателей: И. Бачурин, А. Бородай, В. Мосолов, Н. Саттаров, А. Соковых, В. Чиркин, полковников Государственного Краснознаменного научно-исследовательского института ВВС, представителей главного заказчика — Минобороны.

В-третьих, была сформирована группа «буранных» летчиков в центре подготовки космонавтов им. Гагарина в расчете на первые эксплуатационные полеты. Но эта группа так и не состоялась ввиду отсутствия предмета для приложения сил и таланта. Ее командир Александр Волков перешел на подготовку к полетам на «Союзах», несколько раз слетел в космос, получил две звезды Героя.

В-четвертых, была еще одна группа кандидатов в космонавты-испытатели «Бурана», состоящая из инженеров головной фирмы «Энергия». В нее входили известные всему миру герои-космонавты: В. Лебедев, А. Иванченков, Г. Стрекалов, В. Савиных.

Для полета на «Союзе» проходили подготовку в центре полетом космонавтики предварительные экипажи: Бачурин — Степанов, Бородай — Илларионов, Каденюк — Фефелов [5].

По официальным данным в связи с аварией РН «Зенит», первая ступень которого является ускорителем РН «Энергия», все 4 ускорителя, были отправлены отсрочку запуска «Бурана» с декабря 1991 года на середину 1992 года.

В 1993 году было принято решение о прекращении работ и консервации созданного задела. Главной причиной закрытия программы «Энергия-Буран» был распад Советского Союза. Сокращение ассигнований на развитие космонавтики в послесоветской России, потеря интереса к орбитальному самолету в связи с выработкой Министерством обороны РФ новой военной доктрины, общее экономическое положение страны, — все это заставило отказаться от намеченных планов возрождения программы.

Литература

[1] Мещеряков И.В., Фаворский В.В. *Военно-космические силы. Кн. 1. Космонавтика и вооруженные силы*. Москва, Наука, 1997, 424 с.

[2] Первушин А.И. *Журнал «Все о космосе»*, 2020. 15 ноября.

[3] Семенов Ю.П., Лозино-Лозинский Г.Е., Тимченко В.А. и др. *Многоразовый орбитальный корабль «Буран»*. Москва, Машиностроение, 1995, 448 с.

[4] Мельников Н.С. *«Бураном» сожженные*. Самара, Раритет, 2009, 397 с.

[5] *Новости космонавтики. Видеокосмос*. 1991 г. (1–11 августа), № 1.

УДК 629.7

ТАСС уполномочен... Проекты сообщения ТАСС о первом полете человека в космос

Вершинина Любовь Павловна vega100@mail.ru

АО «ЦНИИмаш»

В докладе рассмотрен вопрос государственной информационной политики Советского Союза в области космонавтики на примере вариантов сообщений ТАСС о полете Ю.А. Гагарина. На основании ряда архивных документов и других источников представлены процесс подготовки документов, их доработки и утверждения на высшем уровне управленческой иерархии страны, а также особенности допуска лиц к содержанию принятых документов. В результате исследования автором получены выводы относительно распространенной версии о существовании проекта сообщения ТАСС на случай гибели пилота.

Ключевые слова: *первый полет в космос, полет Ю.А. Гагарина, сообщение ТАСС, постановление правительства*

В информационном пространстве время от времени муссируется вопрос о том, что перед первым полетом человека в космос было принято 3 проекта сообщений ТАСС, один из которых, якобы, был заготовлен на случай возможной гибели пилота.

Источником этой версии являются воспоминания Ю.А. Мозжорина, опубликованные РНИЦКД в 1994 г. [1, с. 275–276]. По мнению Юрия Александровича, было заранее подготовлено и доставлено на радио, телевидение и в Телеграфное агентство Советского Союза (ТАСС) для публикации по три конверта с сообщениями:

– на случай успешного выведения космического корабля на орбиту;

– на случай гибели пилота;

– на случай нештатной ситуации для оперативного спасения космонавта.

Авторитет Ю.А. Мозжорина, всю жизнь отдавшего ракетостроению и космонавтике и 30 лет руководившего головным институтом отрасли, настолько высок, что его высказывания многими принимаются как истина в последней инстанции.

Между тем, в 2011 г. был опубликован большой пласт документов о подготовке и осуществлении первого пилотируемого полета в космос [2], в том числе принятые 3 апреля 1961 г. постановлением Президиума ЦК КПСС указанные проекты сообщений ТАСС [2, с. 380–382]. Оказалось, что хранящиеся в архиве документы предусматривали иную логику возможного развития событий, чем это утверждается в названных воспоминаниях.

Итак, принятые руководством страны и хранящиеся в архиве проекты сообщений ТАСС, сопровождаемые Докладной запиской за подписями основных руководителей подготовки полета [3], предусматривали:

– запуск корабля-спутника с человеком;

– возвращение космонавта на Землю;

– облегчение спасения космонавта в случае невыхода корабля-спутника на орбиту в связи с недобором скорости.

Таким образом, мы имеем противоречие между воспоминаниями Ю.А. Мозжорина и архивными документами. Разумеется, искренность Юрия Александровича и убежденность его в своей правоте не подвергается сомнению, так же как ни о каком подлоге документов в архиве речь тоже не идет.

В результате детального исследования текста воспоминаний Ю.А. Мозжорина, ряда архивных документов, имеющих отношение к делу, и других источников автору удалось разрешить данное противоречие и прийти к выводу, что в 1961 г. государство не рассматривало гибель космонавта в качестве одного из вариантов развития событий, а, наоборот, приложило все возможные усилия не только к сохранению его жизни, но и к успешному выполнению программы полета. Соответственно, среди принятых руководством страны не имелось варианта сообщения ТАСС на случай гибели пилота космического корабля «Восток».

Одновременно показано, что содержание принятых документов Ю.А. Мозжорину известно не было, о чем он в силу своего служебного положения знать не мог.

Литература

[1] Мозжорин Ю.А. Начало космической эры. *Воспоминания ветеранов ракетно-космической техники и космонавтики: сб.* Москва, РНИЦКД, 1994, вып. 2, с. 243–277.

[2] Давыдов В.А., ред. Первый пилотируемый полет. Российская космонавтика в архивных документах. В 2 кн. Кн. 1. Российское космическое агентство. Москва, Родина МЕДИА, 2011, 560 с.

[3] РГАНИ. Ф. 3. Оп. 47. Д. 278. Л. 97-99, с. 101–104.

УДК 14.141

Исследовательские, мемориальные, культурно-просветительные инициативы к 200-летию Н.Ф. Федорова, родоначальника русского космизма, музеолога, библиософа, педагога

Гачева Анастасия Георгиевна a-gacheva@yandex.ru

Институт мировой литературы имени А.М. Горького РАН

Представлены научные, просветительные, творческие инициативы, предлагаемые к 200-летию со дня рождения философа, родоначальника русского космизма Николая Федорова: подготовка и издание Федоровской энциклопедии в книжном и цифровом форматах. Подчеркивается необходимость введения образа Н.Ф. Федорова и темы космизма в экспозиции космических музеев России и их активной презентации в выставочном пространстве. Рассмотрены прошедшие и задуманные проекты увековечения памяти философа, в том числе проект создания Музея русского космизма. Освещены акции вручения медали им. Н.Ф. Федорова. На примере первой пьесы о Н.Ф. Федорове «Звездная колыбель» показана продуктивность художественной рефлексии о философе общего дела и его главных темах.

Ключевые слова: *философ-космист Н.Ф. Федоров, 200-летие со дня рождения, мемориальные, научные, культурно-просветительные инициативы, музейные экспозиции и выставки, медаль им. Н.Ф. Федорова, пьеса о Н.Ф. Федорове*

В 2029 г. исполнится 200 лет со дня рождения выдающегося российского философа, родоначальника русского космизма, деятеля библиотековедения и музееведения, педагога-новатора Николая Федоровича Федорова (1829–1903). Идейный и творческий масштаб его личности и наследия, глубина влияния его «Философии общего дела» на развитие отечественной мысли, культуры, образования, библиотечного и музейного дела, на формирование аксиологических оснований космической деятельности, на становление кибернетики, биоинженерии, биотехнологий, мощный историософский и этический синтез, обращенный к утверждению нового фундаментального выбора цивилизации, безусловно заслуживает того, чтобы 200-летие философа было выведено на федеральный уровень и широко отмечено научным, культурным, педагогическим сообществом.

2023 год, когда отмечалось 120-летие со дня кончины философа, и 2024 год, год 195-летия со дня рождения Федорова, являются прологом к 200-летнему юбилею. Исследовательские и мемориальные акции двух этих лет призваны стать его заделом.

Ведущим научным проектом, реализуемым к 200-летнему юбилею, является создание Федоровской энциклопедии, которая должна представить наиболее полный и авторитетный свод верифицированных данных о философе, «рождением и жизнью» которого, по словам его современников, «оправдано тысячелетнее существование России» [1, с. 7]. Проект осуществляется

в сотрудничестве Института мировой литературы им. А.М. Горького РАН и Библиотеки № 180 им. Н.Ф. Федорова ОКЦ ЮЗАО и предполагает осуществление в двух форматах — книжное издание и интернет-портал [2]. В рамках подготовки книжного издания энциклопедии выпущен сборник «Философ общего дела: Материалы международных научных чтений памяти Н.Ф. Федорова» [3], который в 2023 г. стал победителем московского краеведческого конкурса «Местознание» в номинации «Научная деятельность» [4]. В 2024 г. готовится и выйдет в свет том статей и публикаций «“Философия общего дела” Н.Ф. Федорова и Федоровиана XX–XXI вв.» и книга «Н.Ф. Федоров. Материалы к энциклопедии».

В рамках работы над энциклопедией был сформулирован целый ряд актуальных проблем, требующих приложения усилий научного сообщества. Это проблема научной реконструкции биографии Н.Ф. Федорова, требующая широкого архивного поиска, выявления новых документальных данных, значимых для описания основных этапов жизни и деятельности мыслителя; вопрос о генезисе, становлении и развитии философской системы Федорова, векторах ее взаимодействия с отечественной и мировой мыслью, базовых понятиях «Философии общего дела» и авторской терминологии; вопрос о взаимодействии идей Н.Ф. Федорова с русской религиозно-философской традицией, влиянии историософских и богословских идей мыслителя на русский религиозно-философский ренессанс, на литературу и культуру первой трети XX века, на становление и развитие русского космизма. Значимым вектором исследования является взаимодействие проективной мысли Н.Ф. Федорова и фундаментальных областей науки и практики XX–XXI вв. (космонавтика, экология, глобалистика, футурология, IT-технологии и др.); соотношение федоровской философии воскрешения с имморталистической мыслью прошлого и современности. Особое значение как в теоретическом, так и в практическом плане имеет анализ культурологических идей Федорова, его представлений о смысле и назначении музея, архива, библиотеки в свете современных тенденций развития библиотечного, музейного, архивного дела, роли философа в развитии краеведения, его педагогических идей и проектов и их востребованности в современных образовательных практиках. Отдельным направлением исследования является история Федоровианы XX века — как в лице ее первой волны, пришедшейся на Серебряный век и эпоху 1920–1930-х гг., так и последующих идейных волн в Советской России и русском зарубежье, имевших место в 1940–1950-е, 1960–1980-е, 1990–2000-е гг. С разработкой Федоровианы тесно переплетается аналитическое исследование федороведения XX–XXI вв., истории публикации и комментирования наследия мыслителя как в России, так и за рубежом. Значимой областью научной работы является собирание и исследование библиографии Н.Ф. Федорова, нацеленное на создание в будущем полного библиографического указателя публикаций философа и литературы о нем. Научно-практический, проективный характер энциклопедии выражается в широком внимании ее авторов и создателей к просветительской деятельности,

связанной с популяризацией идей Федорова и русского космизма. В энциклопедии планируется представить информацию о библиотеках, музеях, школах, культурных центрах, общественных организациях и др., работающих с именем и наследием Н.Ф. Федорова и русского космизма, об основных культурно-просветительных проектах и инициативах, касающихся актуализации идей философа.

Тесная связь исследовательских стратегий и мемориальных и просветительных практик особенно проявилась в организованном 7 июня 2023 г. в день рождения Н.Ф. Федорова в Российской государственной библиотеке круглом столе «К предстоящему 200-летнему юбилею со дня рождения Н.Ф. Федорова: события, идеи, проекты», в котором приняли участие представители российских учреждений культуры и образования: библиотек, музеев, школ, вузов, а также краеведы, художники, педагоги, писатели, общественные деятели из Москвы и регионов России, которые работают с федоровским идейным наследием и наследием русского космизма. Библиотеки Рязани, Сасово, Шацка представили собравшимся перспективный план юбилейного празднования в Рязанском крае, где в 2019 г. уже проводился Год Федорова. Одной из составляющих рязанской программы станет проект «Н.Ф. Федоров и педагоги-новаторы современной России», запущенный Центральной городской библиотекой г. Рязани, которая в 2019 г. провела акцию «Жить по-федоровски», обращенную к людям разных профессий, воплощающим в своей жизни и деятельности призыв Федорова «Жить не для себя и не для других, а со всеми и для всех». Свои экскурсионные, образовательные, творческие программы, направленные на формирование человека-творца, не «приобретателя», а «изобретателя», если воспользоваться знаменитой классификацией В. Хлебникова, представили Сасовская городская библиотека, Светловская ЦБС имени Федорова Н.Ф. г. Светлый Калининградской области, Донецкая республиканская библиотека для молодежи, Библиотека № 180 им. Н.Ф. Федорова, сотрудники Музейного комплекса Первой в мире АЭС в г. Обнинске и др. Российские педагоги и теоретики образования поделились опытом организации коллективной проектной деятельности, основанным на идеях мыслителя, подчеркивали значимость введения тематики русского космизма в программу космических лагерных смен, которые должны не просто познакомить с техническими достижениями современной космонавтики, но и помочь ребятам найти ответ на вопрос, зачем человеку двигаться в космос и зачем он вообще создан на планете Земля.

Ряд выдвинутых на круглом столе программ и проектов напрямую касался музеев космонавтики. Выступления вице-президента Ассоциации музеев космонавтики России, генерального директора Государственного музея истории космонавтики им. К.Э. Циолковского Н.А. Абакумовой и исполнительного директора Ассоциации А.С. Марусева обозначили широкие возможности космических музеев России, ряд которых в последние годы активно

включаются в мемориально-просветительную деятельность, связанную с жизнью и трудами представителей философии космизма.

Примером сказанного могут служить выставка «Колыбель человечества: философия космизма» в Мемориальном музее космонавтики г. Москвы в 2015 г., проехавшая в своей баннерной версии затем по российским городам, побывавшая в Санкт-Петербурге, Воронеже, Калининграде и даже г. Циолковский, находящемся вблизи космодрома «Восточный»; выставка «Два Гагарина», организованная Музеем первого полета Объединенного мемориального музея-заповедника Ю.А. Гагарина в год 85-летия со дня рождения первого космонавта планеты Земля и 190-летия философа-космиста Н.Ф. Федорова; выставка «Космос и бессмертие» в Музее «Самара космическая» в 2021 г.; выставка «Per Aspera ad Astra» в Архиве РАН, соединившая в 2022 г. темы космонавтики и космизма; наконец, выставка «Русский космос», работавшая в ГМИК им. К.Э. Циолковского в апреле–июне 2023 г., где впервые целый раздел экспозиции был отдан русскому космизму. В конце декабря 2023 г. в Рязани прошло торжественное открытие музейного центра Рязанского историко-архитектурного музея-заповедника, где в зале «Космос» рассказывается о жизни и судьбе знаменитых рязанцев — философа-космиста Н.Ф. Федорова и теоретика космонавтики, создателя космической философии К.Э. Циолковского.

Тем не менее, сделанного далеко недостаточно. В космических музеях России к 200-летнему юбилею Н.Ф. Федорова необходимо развернуть широкую экспозиционную, выставочную, лекционную программу, посвященную русскому космизму как духовному и творческому фундаменту космической деятельности и Н.Ф. Федорову как философу будущего, задавшего перспективу движения в космос и победы над смертью как двух глубинно связанных задач человечества. Было бы целесообразно к 2029 г. создать Музей русского космизма, организовать Центры русского космизма в тех городах, которые связаны с биографией и деятельностью Н.Ф. Федорова, К.Э. Циолковского, В.И. Вернадского, П.А. Флоренского и др.

Тема увековечения памяти Н.Ф. Федорова в перспективе предстоящего юбилея является особенно актуальной. До сих пор не восстановлено место памяти Н.Ф. Федорова на бывшем кладбище Скорбященского монастыря в Москве, не произведены необходимые археологические и генетические экспертизы. Необходимо поставить в столице памятник философу, которого называли Московским Сократом и который оставил значительный след в истории москвоведения и краеведения, много писал о Москве как исторической, духовной, культурной столице России, выступал за расширение деятельности ее научно-просветительных и культурных учреждений, об историческом и этическом значении Московского Кремля. Более того, памятники, скульптурные композиции, стенописи, посвященные Н.Ф. Федорову, к 200-летию со дня рождения философа памяти, отечествоведения, должны появиться и в других регионах России.

Ряд предложений на этот счет уже существует. Председатель Угличского родословно-краеведческого общества И.В. Сагнак и молодая художница, студентка Санкт-Петербургской академии художеств Дарья Чечурина разработали проект скульптурной композиции, представляющей собой памятник в Угличе (одно из мест работы Федорова-педагога) Н.Ф. Федорову и историку, краеведу Ф.Х. Кисселю, двум знаковым фигурам в сфере исследования местной истории. Создан и проект памятника Н.Ф. Федорову для Рязани. Уже сейчас разрабатывается ряд архитектурно-дизайнерских проектов, связанных с именем Н.Ф. Федорова, таких, как созданный доцентом МАРХИ Глебом Соболевым проект Сада Н.Ф. Федорова около возрождаемого храма Свт. Николая в селе Вялсы Сасовского района Рязанской области. В этом храме в 1829 г. крестили Н.Ф. Федорова, и ныне он восстанавливается усилиями местных жителей, и прежде всего семьи Коротаевых, представительница которой Алена Коротаева — певица и летчица — стремится возродить свое родное село, вдохнуть в него новую жизнь.

Именем Н.Ф. Федорова, философа памяти, книги, культуры, образования, могут быть названы школы, музейно-выставочные центры, библиотеки. В свое время в Рязанском политехе была открыта мемориальная аудитория К.Э. Циолковского, и инициатор этой акции, нынешний и. о. ректора Рязанского государственного университета И.А. Мурог вынашивает планы открыть именную аудиторию Н.Ф. Федорова, а также расширить просветительскую деятельность Астрономической обсерватории РГУ в плане популяризации философии русского космизма. Инициатива, достойная подражания и продолжения.

Одним из значимых слагаемых мемориальной программы к 200-летию Н.Ф. Федорова должны стать специальные конкурсы и награды его имени. Первой ласточкой в этом отношение стало учреждение медали имени Н.Ф. Федорова. Медаль была учреждена в 2022 г. Центром русского космизма, объединяющим три космических города — Москву, Боровск, Калугу, и Библиотекой № 180 имени Н.Ф. Федорова ОКЦ ЮЗАО г. Москвы. Инициативу поддержали Ассоциация музеев космонавтики России, Российская государственная библиотека, Институт космических исследований РАН и Архив РАН. По замыслу учредителей, медаль «вручается за культурно-просветительную, творческую, научную, общественную деятельность, связанную с разработкой и продвижением идейного наследия Федорова и русского космизма, мемориальные, музейные, краеведческие, педагогические инициативы и практики, основанные на идеях мыслителя, библиотечные проекты, утверждающие федоровскую модель «библиотеки, открытой для всех», научные открытия в области продления жизни, развитие космической деятельности на фундаменте идей космизма» [5].

Первое вручение Медали им. Н.Ф. Федорова состоялось 12 апреля 2023 г. в Калуге в Музее истории космонавтики им. К.Э. Циолковского в рамках открытия выставки «Русский космос». День 12 апреля был выбран далеко не случайно. Н.Ф. Федоров, сын князя П.И. Гагарина, вбросил в духовное про-

странство России семена космической мечты. Откликаясь на слововопрошание Н.В. Гоголя о том, что пророчат бескрайние пространства России, он утверждал: «Наш простор служит переходом к простору небесного пространства, этого нового поприща для великого подвига» [6, с. 254]. Федоровская медаль под № 1 была вручена посмертно Светлане Семеновой, философу и литературоведу, трудами которой имя Федорова было возвращено в отечественную мысль и культуру. В День авиации и космонавтики медали также были вручены летчику-космонавту, герою России Сергею Авдееву, директору Музея истории космонавтики им. К.Э. Циолковского Наталье Абакумовой и научному сотруднику Музея, историку космизма Вере Алексеевой, а также художнику, краеведу, общественному деятелю, много сделавшему для сохранения культурного наследия г. Боровска и Калужской области Владимиру Кобзарю [7].

В течение 2023 г. медаль вручалась еще дважды — 7 июня в Российской государственной библиотеке, в день открытия XX Международных научных чтений памяти Н.Ф. Федорова, и 28 декабря также в РГБ, в Доме Пашкова, на мемориальной акции, посвященной 120-летию памяти мыслителя. Ее обладателями стали деятели библиотек России, потрудившиеся «на благое просвещение»: выдающийся российский библиотековед и библиограф Л.М. Коваль (посмертно), президент РГБ В.В. Федоров, директор Рязанской областной универсальной научной библиотеки Н.Н. Гришина, курирующая тему Федорова и космизма в регионе, а также директор Сасовской городской библиотеки Лариса Васильевна Бабанова — за возрождение памяти о Н.Ф. Федорове на его родине, создание Краеведческого центра имени Н.Ф. Федорова, многие просветительные и культурные проекты, связанные с именем и наследием Н.Ф. Федорова, в г. Сасово и Сасовском районе. Федоровской награды удостоился и молодой библиотекарь из Донецка — Никита Евгеньевич Олендарь, заведующий отделом социокультурной деятельности Донецкой республиканской библиотеки для молодежи, создавший в библиотеке Центр космоса и космизма им. Н.Ф. Федорова с разнообразными просветительными и творческими программами, один из авторов проекта «Донбасс космический», реализация которого началась в 2021 г. [8]. Лауреатами медали стали супруги Нина Атряскина (посмертно) и Александр Марусев, награжденные за создание Космофеста, первого космического фестиваля, продвижение идей космизма, неустанную организаторскую и творческую деятельность в сфере космического просвещения и культуры. Медаль также была вручена известному пушкинскому краеведу, протоиерею Андрею Дудареву, который в течение многих лет ведет подвижническую деятельность по сохранению исторического и культурного наследия г. Пушкино и Пушкинского района, восстановлению разрушенных святынь и памятников, в рамках которой ему удалось восстановить могилу художника-космиста Василия Чекрыгина [9].

Медалью имени Н.Ф. Федорова были награждены не только российские, но и сербские деятели: философ и издатель Владимир Меденица, автор уни-

кального издательского проекта, посвященного русской философии, литературе, культуре, в рамках которой неоднократно выходили в свет избранные сочинения Н.Ф. Федорова, труды других представителей русского космизма, и доктор филологии, профессор Белградского университета Корнелия Ичин, которая получила награду за многолетнюю подвижническую деятельность по исследованию, переводу и распространению русской мысли и культуры в Сербии, развитие русско-сербского культурного диалога, высокие достижения в области изучения наследия Н.Ф. Федорова и русского космизма и их отражений в искусстве

Значимой вехой на пути к 200-летию со дня рождения Н.Ф. Федорова является проект «Два Гагарина», созданный АНО «Космос вдохновляет», Библиотекой № 180 им. Н.Ф. Федорова ОКЦ ЮЗАО г. Москвы, Институтом космических исследований РАН и Ассоциацией музеев космонавтики России. Проект был анонсирован 21 декабря 2023 г. на пресс-конференции в ИТАР-ТАСС [10] и в настоящее время к нему присоединились учреждения культуры, образования, в том числе космические музеи, более 20 регионов. Символический образ двух Гагариных — философа-космиста Николая Федорова, потомка рода князей Гагариных, вбросившего в духовную почву России зерна космической мечты, и первого космонавта планеты Земля — Юрия Гагарина соединяет воедино в космическом проекте России прошлое и будущее, историю и современность, аксиологию и технологии, этику и науку.

Философ Владимир Ильин называл Федорова философом «с “житием”, а не с биографией» [11, с. 676]. Примечательно, что и Достоевский, познакомившись с идеями Федорова через его ученика Н.П. Петерсона, просил последнего сообщить «хоть что-нибудь о нем подробнее как о лице» [12, с. 13], демонстрируя свою заинтересованность не только идеями, но и личностью Федорова, которая вполне могла бы стать для писателя источником художественного вдохновения. Вдохновляет образ Федорова и современных творцов. Так, писатель, драматург Екатерина Барсова-Гринева посвятила философу пьесу «Звездная колыбель». Среди героев пьесы — выдающиеся деятели русской мысли и культуры: Лев Толстой, Владимир Соловьев, Федор Достоевский, Константин Циолковский. В пьесе звучат размышления философа о памяти и воскрешении, объединении человечества и освоении космических пространств, наконец, о новой школе, где в центре образования будут науки о небе, а обсерватории станут такой же необходимой принадлежностью обучения, как тетради и учебники. Премьера избранных сцен пьесы состоялась 7 июня, в день рождения философа, в Музейном центре «Московский Дом Достоевского» ГМИРЛИ им. В.И. Даля. Хочется надеяться, что к 200-летнему юбилею философа пьеса «Звездная колыбель» будет поставлена в российских театрах и найдет своего благодарного зрителя, а образ Федорова, «философа-праведника» [13], найдет свое отражение и в других жанрах литературы и культуры, вдохновляя не только писателей, но и поэтов, художников, музыкантов.

Литература

[1] Горностаев А.К. Николай Федорович Федорова. 1828–1903–1928. Биография. Харбин, 1928, 20 с.

[2] Н.Ф. Федоров. *Энциклопедия*. URL: http://enc-nffedorov.ru/ (дата обращения 14.01.2024).

[3] Грачева А.Г., ред. Философ общего дела. *Матер. междунар. науч. чтений памяти Н.Ф. Федорова*. Москва, ГБУК г. Москвы «ЦБС ЮЗАО», 2022, 768 с.

[4] *Победители конкурса «Местознание»*. URL: https://местознание.рф/ (дата обращения 14.01.2024).

[5] *Вручение медали имени философа-космиста Н.Ф. Федорова*. URL: https://gmik.ru/2023/04/07/vruchenie-medali-imeni-filosofa-kosmista-n-f-fyodorova/?ysclid=lltjrd8l5v639293049 (дата обращения 14.01.2024).

[6] Федоров Н.Ф. *Сочинения: В 4 т. Т. 1*. Москва, Прогресс, 1995, 518 с.

[7] Гачева А.Г. Впервые вручена Медаль имени философа-космиста Н.Ф. Федорова. *Российская газета*, 19.04.2023. URL: https://rg.ru/2023/04/19/vpervye-vruchena-medal-imeni-filosofa-kosmista-nf-fedorova.html?ysclid=lltj75vqto575498395 (дата обращения 14.01.2024).

[8] Олендарь Н.Е. Федоровский Центр. Версия «2021». Философ общего дела: Матер. *Междунар. науч. чтений памяти Н.Ф. Федорова*. Москва, ГБУК г. Москвы «ЦБС ЮЗАО», 2022, с. 735–740.

[9] Дударев А.Б. Вернусь со всеми и для всех. Философические письма. *Русско-европейский диалог*, 2021, т. 4, № 3, с. 196–224.

[10] *Пресс-конференция в ИТАР-ТАСС*. URL: https://vk.com/kosmosvdohnovlyaet?w=wall-41422540_251 (дата обращения 14.01.2024).

[11] Ильин В.Н. О религиозном и философском мировоззрении Н.Ф. Федорова. *Н.Ф. Федоров: pro et contra. В 2 кн. Кн. 2*. Санкт-Петербург, РХГА, 2008, с. 675–682.

[12] Достоевский Ф.М. *Полн. собр. соч.: В 30 т. Т. 30(I)*. Ленинград, Наука, 1988, 436 с.

[13] Панкратов А.С. Философ-праведник. *Н.Ф. Федоров: pro et contra. В 2 кн. Кн. 1*. Санкт-Петербург, РХГИ, 2004, с. 362–378.

УДК 629.7

Архитектурные проекты космических поселений как образы будущего человечества

Малая Елена Владимировна arxe_elena@mail.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана

В докладе представлены промежуточные результаты исследований, посвященных созданию космических поселений, заводов и научно-исследовательских лабораторий, оранжерей и даже лунного лифта, преподавателями и студентами Московского архитектурного института. Представлены архитектурные образы будущего человечества и его потенциал в создании объектов для жизни в Космосе и на далеких планетах. Затронуты вопросы образования будущих архитекторов, возможности использования самых современных достижений науки и техники, традиции классического архитектурного образования и конкурсные и дипломные работы.

Ключевые слова: *космические поселения, научно-исследовательские лаборатории в Космосе, архитектурные образы космического будущего, образование будущих архитекторов*

Введение. Архитектура существует на стыке знаний различных областей науки, при этом только она способная в любых, даже самых сложных условиях, создавать прекрасные художественные образы. Благодаря архитектуре, человек всегда старается создать для себя комфортные условия жизни, только определение «комфортности» изменяется со временем, иногда затрагивая самые потаенные уголки миропонимания. Архитектура сродни научной фантастике, где сказочное, по истине, фантастическое представление о будущем, порождают в творческой деятельности человека серию уникальных произведений в разных областях: архитектуре, литературе, живописи, поэзии, киноиндустрии, мультипликации [1–3]. Космические проекты занимают особое, почетное место. О путешествиях по Галактике писали, рисовали, снимали фильмы. Но, пожалуй, самыми беспокойными фантастами можно назвать тех, кто заложил основы русской космической деятельности: Н.Ф. Федоров, К.Э. Циолковский, С.П. Королёв, В.И. Вернадский, А.Л. Чижевский, Ф.А. Цандер, Ю.В. Кондратюк. В архитектурном проектировании проекты, посвященные космическому будущему человечества считаются футуристическими, фантастическими, уникальными.

Методы. Самым важным методом повышения эффективности архитектурного образования является привлечение студентов к реальному проектированию с авторским надзором за строительством, проведение регулярных выставок работ студентов и педагогов, создание экспериментальных проектов космических поселений с использованием знаний педагогов. Так, на занятиях по архитектурному проектированию очень немногие магистры выбирают направление создания космических поселений, хотя именно такие

объекты привлекают молодежь своей несбыточностью и уникальностью. Здесь нет возможности скопировать уже существующие элементы, потому, что в космической архитектуре нет типологии. Эта область проектирования требует знаний в тех сложных областях науки, которые выходят далеко за рамки образовательного процесса архитектурной специальности и очень немногие будущие специалисты готовы осваивать новые для них знания. Тем ценнее становятся те, кто посвящает свое время созданию нового направления в области проектирования космических объектов.

Проектные разработки. На поверхности Земли или в далеких космических просторах, архитектор всегда пытается создать нечто удивительное, необычное и прекрасное, некий загадочный комфортный мир, идеальное пространство жизни [1–3]. Эта творческая деятельность не только увлекает загадочностью, неизведанностью и уникальностью, она подразумевает глубокую проработку каждой конструктивной детали, расчетов прочности конструкций, изучения строительных материалов. В такой работе возможна только совместная работа специалистов разных институтов. Педагоги и студенты МАРХИ более 60 лет принимают активное участие в создании эскизных и реальных проектов космических поселений [4], создавая жилые и общественные пространства в виде модулей для исследователей Луны и Марса, выставочных образцов для образовательной деятельности [7].

Ключевым элементом в цепи научных исследований, аккумулирующим достижения науки и техники, изобретения и творчество, является Архитектура, как гармония науки и искусства создания пространства. При этом борьба классических принципов архитектурного проектирования с наиболее перспективными направлениями инженерных наук и 3D-моделированием, выражается в единстве противоположностей и заставляет специалистов использовать в работе самые последние достижения. Архитектура и градостроительство являются связующим звеном в объединении наук. Это проявляется в достижениях космической новой, почти фантастической архитектуры, приобретая новые грани научных познаний в самых необычных интересных направлениях, например: связь городской среды и здоровья человека, архитектурных элементов и художественного образа города с психологией восприятия пространства горожанами, создание цветочных оранжерей в Лунном поселении и многое другое. На конкурсе, посвященном созданию Лунного поселения, который проводил институт, приняли участие более ста студентов, и в каждом отображается своеобразное образно-художественное представление о жизни в лунном городе через 50 лет.

Использование современных достижений науки и техники в архитектурных проектах, является естественным явлением в новым видах проектной деятельности, приходящих на смену ручной графике. Это процесс развития цивилизации и острая необходимость изменений в процессе проектной деятельности и обучения специалистов. В таком процессе творчество архитектора использует возможность компьютерных технологий для более четкой ма-

териализации мыслей и фантазий, в создании авторского уникального пространства. Но ручная графика и классические методы образования, оказывают решающее влияние на развитие будущего специалиста в процессе создания проектов в виде эскизов и зарисовок. В курсовых и дипломных работах студентов прослеживается важное направление развития творческой деятельности в космической отрасли. На рис. 2 представлены проекты студентов МАРХИ, посвященные проектированию поселений на поверхности Марса и Луны, на околоземной орбите.

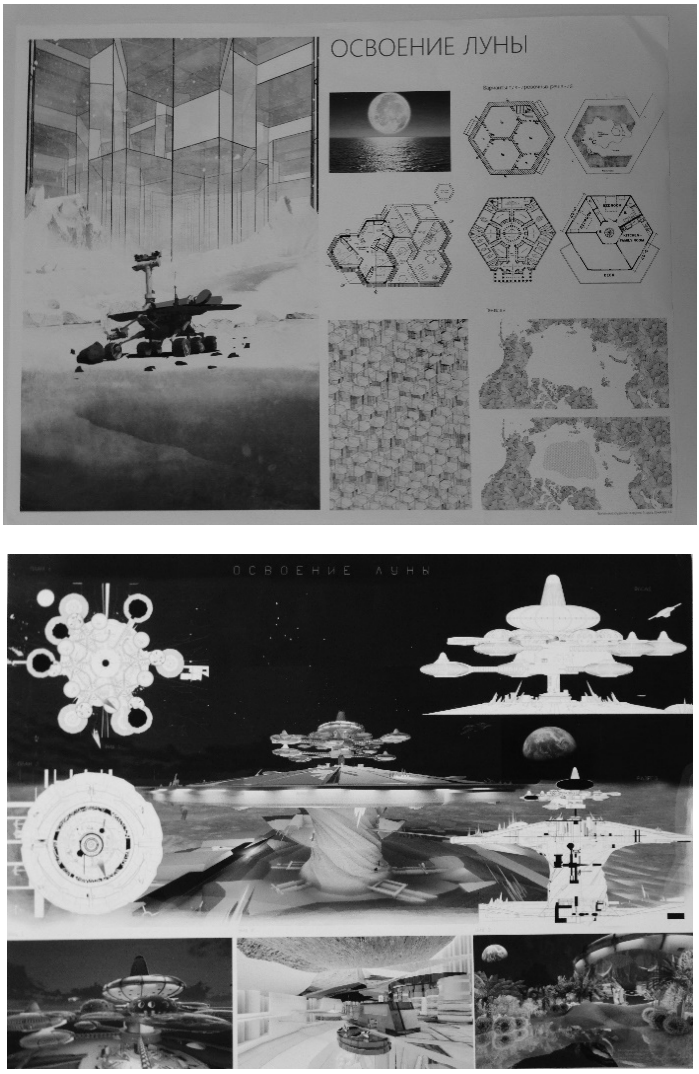
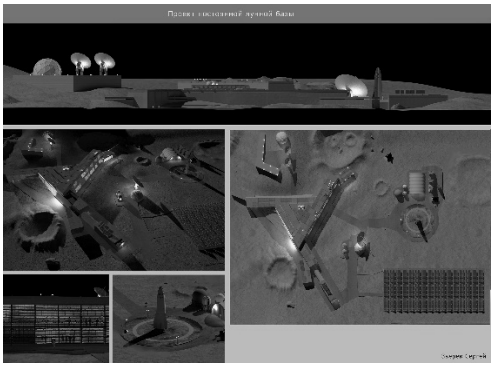
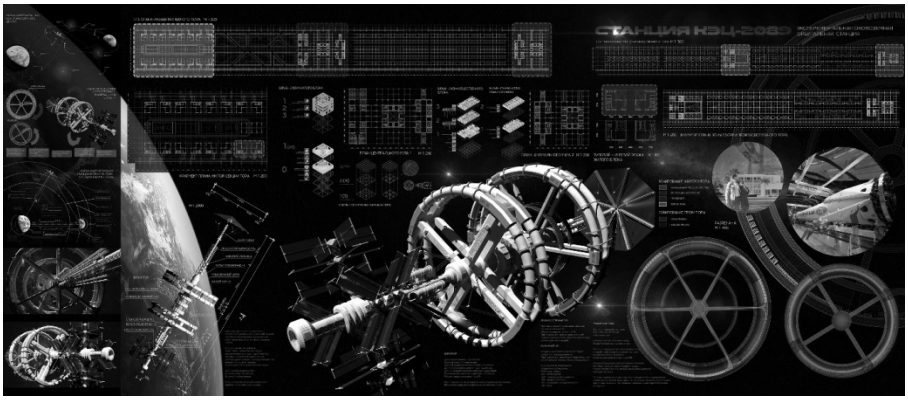


Рис. 1. Конкурсные работы студентов 2–3 курсов МАРХИ, 2019 год

а



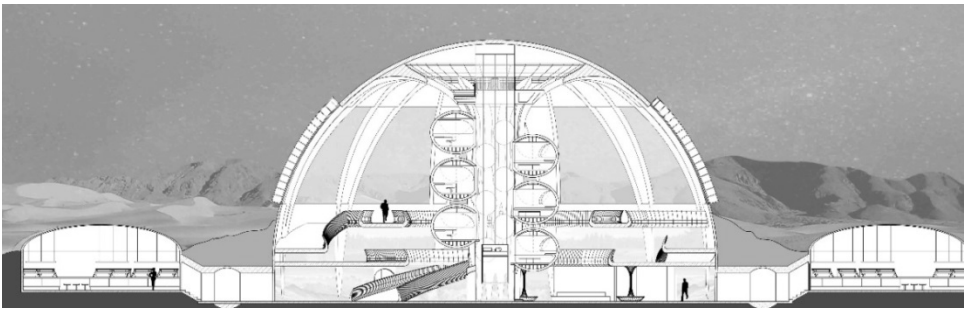
б



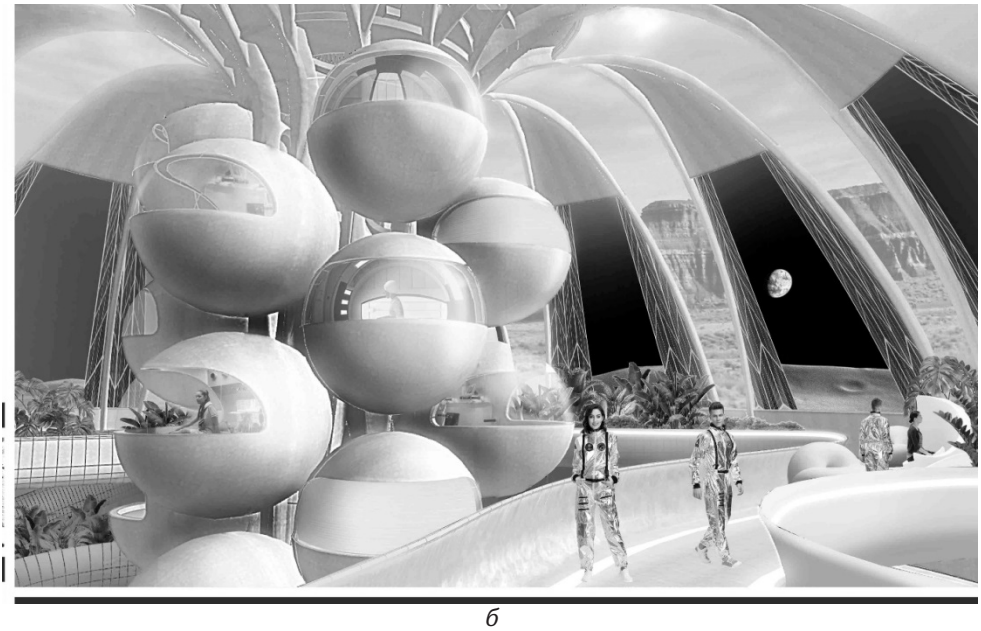
в

Рис. 2. Курсовые проекты:
а — поселения на Марсе МКС (студ. Владимирович, науч. рук. Нечаев А.Л.; *б* — поселение на Луне, проект студ. Зверева С.А. (науч. рук. Малая Е.В.); *в* — дипломный проект МКС (студ. Владимирович, науч. рук. Нечаев А.Л.)

На изображениях космических поселений в большей степени прослеживается непременное создание уютных зимних садов, парков и оранжерей. Создается впечатление, что русскому человеку природа необходима как воздух, и это вселяет надежду на сохранение природы, и на Земле, и в Космосе [5, 6]. На рис. 3 представлена часть дипломной работы магистра, на котором виден разрез и общий вид общественного пространства.



а



б

Рис. 3. Дипломный проект магистра Дроздовой К. (науч. рук. Малая Е.В.):
а — разрез общественных пространств лунного поселения; *б* — часть интерьера общественного пространства лунного поселения

Результаты. Результатами внедрения методов образования специальности архитектор, стало направление проектирования космических объектов в виде жилых и научно-исследовательских поселений, заводов и фабрик, с

использованием современных методов проектирования и научных достижений [9–11]. Архитектор — удивительная и прекрасная профессия, ведь только он способен сделать реальным тот материальный прекрасный мир будущего, который позволит в самых сложных и невозможных для жизни условиях создавать общественные пространства с зимними садами, библиотеками и тренажерными залами, уютным жильем, лечебными учреждениями, школами и университетами.

Заключение. Освоение Космоса, по мнению ученых, должно объединить разрозненные сообщества жителей земли, в понимании мирного существования всех живых существ, в любви к человеку, природе и всему окружающему миру [4]. И здесь важная роль принадлежит архитектору, способному услышать и принять пожелания медиков, физиков, психологов и других специалистов[1]. Такой состав участников позволил наиболее полно обсуждать вопросы развития будущего, объединить научный и творческий потенциал профессионального сообщества, направленный на создание благоприятной развивающейся среды в самых сложных условиях далеко за пределами нашей планеты. Самые смелые и порой, совершенно фантастические проекты, которые создаются специалистами, должны быть обоснованы разработками ученых. Создавая проектные предложения поселений на разных планетах и в просторах Космоса, педагоги и студенты МАРХИ мечтают о всеобщем равенстве в далеких космических просторах, как писали об этом Н.Ф. Федоров, К.Э. Циолковский и мы надеемся на то, что в свете современных изменений на Земле, роль освоения далеких космических просторов станет важной и неоспоримой для создания самых неожиданных решений и проектов.

Литература

[1] Багров А.В. Как поделить Луну. *Воздушно-космическая сфера*, 2019, № 3 (100), с. 26–35.

[2] Багров А.В. Почему сегодня Луна важнее Марса для космических держав? *Астрономия и образование: Матер. Всерос. науч.-практ. конф.* Ярославль, Индиго, 2018, с. 24–36.

[3] Багров А.В. От К.Э. Циолковского к современным представлениям о космических поселениях. *К.Э. Циолковский. Проблемы и будущее российской науки и техники. Матер. 52-х Науч. чтений памяти К.Э. Циолковского.* Калуга, АКФ «Политоп», 2017, с. 119–122.

[4] Багров А.В. Ответ на ультиматум должен быть жестким. *Устойчивое инновационное развитие: проектирование и управление*, 2020, т. 16, № 3 (48), с. 12.

[5] Пыжов А.М., Синицын Д.А., Янов И.В. и др. Защитный купол обитаемой станции на поверхности Луны. *Воздушно-космическая сфера*, 2019, № 3 (100), с. 44–49.

[1] «Победить войну и гонку вооружений». Как русский философ Николай Федоров помог человечеству покорить космос? URL: https://lenta.ru/articles/2023/09/25/fyodorov/?ysclid=lp3qx8wk80964853371

[6] Кричевский С.В. *Перспективы освоения космоса человеком*. Москва, Ленанд, 2021.

[7] Малая Е.В., Воронцов Н.М. Возможности архитектуры будущего на Земле и в космосе. Итоги круглого стола «Конвергенция наук в архитектуре будущего на Земле и в космосе». *Наука, образование и экспериментальное проектирование. Тр. МАРХИ*, Москва, МАРХИ, 2023, с. 106–108.

[8] Федоров Н.Ф. *Философия общего дела*. Москва, Эксмо, 2008, 750 с.

[9] Цыганков О.С. Концептуальная модель формирования лунной исследовательской станции. *Полет*, 2008, № 12, с. 13–17.

[10] Шустов Б.М. Космические ресурсы для развития экономики и науки. *Воздушно-космическая сфера*, 2019, № 4 (101), с. 46–54.

УДК 379.85

Космический наукоград «Циолковский» как центр туристического кластера

Кузнецов Михаил Иванович kmikmi@mail.ru

Союз развития наукоградов

Рассмотрен комплекс вопросов по развитию туристического кластера, центрирующегося на Космическом наукограде ЗАТО Циолковский и его градообразующем комплексе — космодроме «Восточный». Показаны основные туристически привлекательные составляющие туристического кластера, координаторы и организаторы туров.

Ключевые слова: *космический наукоград, туризм, кластер, наследие, музей, туроператор*

Введение. Развитие туризма в последние годы приобретает широкий размах. Туристическая отрасль России переживает интенсивный подъем, причем, если выездной туризм сокращается (сократился), оставаясь в своей остающейся части в основном пляжно-развлекательно-оздоровительным, то внутренний туризм напротив, существенно укрепил и продолжает укреплять свои позиции. Несколько сократившийся въездной зарубежный туризм переформатируется и начинает расти за счет восточного направления, прежде всего китайского. Причем получают популярность многие туристические разновидности, можно сказать различные туристические «жанры».

В нашем аспекте можно выделить деловой и познавательный (культурно-познавательный) виды туризма, том числе такие их разновидности, как научно-технический и научно-образовательный[1], а также событийный. Ряд туристических организаций предлагают и «смешанный» туристический продукт, с экологическими и другими дополнениями.

Циолковский. Наследие и культурный ландшафт

Сегодняшний город Циолковский имеет статус закрытого административно-территориального образования (ЗАТО Циолковский). В 1961–1969 гг. это был поселок Углегорск, который с 1969 по 1994 год носил название Свободный-18, а в 1994–2015 гг. — пос. Углегорск.

Уголь в поселке Углегорск никогда не добывали, а свое название закрытый поселок в советских традициях получил, чтобы «противник не догадался». Строительство ракетных шахт замаскировали под угольные разработки — в этом месте разместилась 27-я Краснознаменная дальневосточная дивизия РВСН, оснащенная сначала ракетами Р-16, а затем УР-100 и УР-100К.

[1] В настоящее время нет устоявшегося или официально принятого перечня туристических «жанров». Часто более популярными становятся определения, включенные в какие-либо программы, принятые на государственном уровне. Так, например, употребляется термин «промышленный туризм» (часто «обнимающий» научный, научно-технический, научно-промышленный научно-образовательный и т. д. и т. п.).

В 1969 году рабочий поселок закрытого типа Углегорск был переименован в поселок Свободный-18 Амурской области. В1992 году все закрытые поселки приобрели статус закрытых административно-территориальных образований (ЗАТО).

Градообразующим объектом поселка до 2007 года являлся космодром Свободный, ранее, до расформирования — 27-я Краснознаменная дальневосточная дивизия РВСН.

Название Циолковский ЗАТО Углегорск получил в декабре 2015 года [1]. В нем интегрирована социальная и инженерная инфраструктура его предшественников, размещается медико-санитарная часть космодрома и высокими темпами строится новый микрорайон «Звездный». Наряду с памятниками, памятными местам в городе есть неплохой музей ракетно-космической истории.

В настоящее время в границах ЗАТО Циолковский расположен как собственно город, так и космодром Восточный.

Циолковский. Космодром Восточный. После расформирования 27-й Краснознаменной дальневосточной дивизии РВСН был образован космодром «Свободный» (2-й Государственный испытательный космодром Минобороны), с которого были осуществлены несколько пусков ракет-носителей Старт-1 (на базе МБР «Тополь») с различными космическими объектами [2]. 6 ноября 2007 года вышел указ президента России № 1473с «О космодроме „Восточный“».

Строительство космодрома Восточный было начато в 2012 году [3].

В настоящее время созданы все основные комплексы космодрома железнодорожный комплекс обеспечения, включая вокзал города Циолковский, технический, промышленный, стартовый и заправочно-нейтрализационный комплекс для ракеты Союз-2 («Площадка 1С»), завершается комплекс работ на стартовом комплексе ракет семейства «Ангара» («Площадка 1А»), практически подготовлен к эксплуатации аэродромный комплекс и другие комплексы и системы. Начата подготовка наземной инфраструктуры для пилотируемых пусков на «Ангаре-А5» (комплексы предполетной подготовки космонавтов, а также их поиска и спасения).

Интегрирующую роль выполняет Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры (ФГУП ЦЭНКИ).

Циолковский туристический. Космодром Восточный и город Циолковский все больше привлекают туристов. Основными посетителями чаще всего становятся дальневосточные школьники и студенты, но расширяется и поток туристов из других регионов [4].

В программу тура обычно включаются объекты космодрома, в том числе стартовый и технический комплексы, мемориалы и другие объекты, посвященные освоению космоса, включая создающийся музей космодрома, услуги профессионального гида и режимное сопровождение на объектах космодрома.

Координатором посещения космодрома Восточный является ЦЭНКИ.

Центр не взаимодействуют напрямую с физическими лицам, а имеют договорные отношения с рядом туроператоров — юридических лиц, список которых можно ознакомиться в [5]. Многие из организующих «космические туры» предлагают и дополнения к этим поездкам, такие, например, как поездки на Бурейскую ГЭС, в Китай или посещение Зейского заповедника.

Литература

[1] Знакомимся с новыми наукоградами. Директор Союза развития наукоградов посетил наукоград ЗАТО Циолковский. URL: https://naukograds.ru/знакомимся-с-новыми-наукоградами-дир/ (дата обращения 05.11.2023).

[2] *2-й Государственный испытательный космодром (2 ГИК) (в/ч 13991), «Свободный»*. URL: https://rvsn.info/test_range/gik_002.html (дата обращения 08.11.2023).

[3] *Александр Хроленко Рождение космодрома Восточный*. URL: https://ria.ru/20160427/1421347663.html (дата обращения 22.11.2023).

[4] *Космодром Восточный все больше привлекает российских туристов*. URL: https://www.roscosmos.ru/34585/ (дата обращения 09.12.2023).

[5] *Туроператоры Восточный*. URL: https://travel.russian.space/cosmodromes/kosmodrom-vostochnyj/turoperatory-vostochnyj/#page-content (дата обращения 15.12.2023).

УДК 7.036

Органическое всеединство в творчестве художников-космистов группы «Амаравелла»

Линник Наталья Владимировна gorniza_makosch@mail.ru
SPIN-код: 2200-1699

Музей органической культуры

В докладе сделана попытка рассмотреть творчество группы «Амаравелла», художественный язык которой складывался в русле новаций русского авангарда начала XX века и вобрал в себя ряд особенностей: формальность и содержательность, геометризация и образность, анализ и интуиция. В своих основаниях искусство группы «Амаравелла» и Органического направления имеют общие универсалии: стремление к гармонизации отношений человека и природы, достижение целостного мировосприятия, духовный реализм и преобразование личности.

Ключевые слова: *амаравелла, русский космизм, органическая культура, русский авангард*

24 октября 1923 года в Музее изобразительных искусств в Москве открылась небольшая выставка, на которой были представлены работы пяти художников, в том числе П.П. Фатеева и Б.А. Смирнова-Русецкого, посвященные теме космоса. Экспозиция продолжалась не многим больше месяца и носила камерный характер. Б.А. Смирнов-Русецкий вспоминал, как он любил приходить в музей, когда начинались сумерки — тогда «…картины производили полуфантастическое впечатление» [1, с. 43].

В состав группы Амаравеллы, которая окончательно сформировалась к 1927 г. вошли: П.П. Фатеев (1891–1971), Б.А. Смирнов-Русецкий (1905–1993), А.П. Сардан (Баранов) (1901–1974), (В.Н. Пшесецкая (Руна) (1879–1946), С.И. Шиголев (1895–?), В.Т. Черноволенко (1900–1972).

На пути «Амаравеллы» были периоды активного становления (1923–1930), практически полного забвения (1930–1960) и долгожданного возрождения (1960–1990-е годы). В биографиях художников, как в зеркале, отразились судьбы многих людей советской эпохи: время творческой активности группы в 20-е годы сменилось на долгие десятилетия периодом «молчания» (А.П. Сардан, П.П. Фатеев, В.Т. Черноволенко); в лагерях ГУЛАГа оказались Б.А. Смирнов-Русецкий, Руна, С.И. Шиголев). Послевоенная реабилитация и политическая «оттепель» позволили художникам вернуться к творчеству.

Многими прозрениями, а также способностью транслировать средствами искусства скрытое в явном, а духоносное в овеществленном художники в большой степени были обязаны общению с Н. К. Рерихом, который высоко ценил творческие интенции группы, помогал организовать выставки «Амаравеллы» в США в 1927–1928 гг., поддерживал их в переписке, будучи за границей.

Интуитивные истоки творчества группы были определены ее основателем — П.П. Фатеевым. Несмотря на то, что художник рассматривал их как вехи своего личного пути в искусстве, они нашли яркое воплощение в творчестве всей «Амаравеллы»: «отношение непосредственное к природе; отношение к человеку непосредственное личное; озарение отношений к природе и человеку высшим мистическим светом; переход к объективности, общечеловеческому и сверхчеловеческому; отношение к космосу и Богу; раскрытие себя; опыт интуитивного построения иного мира по ассоциациям старого; идея тождественного; интуитивный рисунок» [2].

Реализация новой картины мира у каждого из художников группы «Амаравелла» получила неповторимый стиль, основой которого является поиск нового пластического языка, способного передать фундаментальное единство человека, природы и космоса.

Исследователь творчества «Амаравеллы» Ю.В. Линник наиболее полно обосновал философскую составляющую деятельности самобытных художников. Ученый отмечал: «Линия духовной преемственности связывает ее [группу] с М.К. Чюрленисом, А.Н. Скрябиным, В.В. Кандинским, — доминировавшая в сознании этих мастеров идея синтеза искусств получила у них космическое осмысление; с удивительной органичностью вписывается «Амаравелла» в контекст исканий «русского космизма», представителями которого был Н.Ф. Федоров, К.Э. Циолковский, В.И. Вернадский, А.Л. Чижевский, — созданное «Амаравеллой» может рассматриваться, как своеобразная живописная параллель к их исканиям…» [3, с. 5].

Ключевой идеей для творческих поисков «Амаравеллы» стала тема бесконечности мироздания, эстетическое освоение которой нашло яркое образное воплощение в космических циклах П.П. Фатеева и Б.А. Смирнова-Русецкого, А.П. Сардана, В.Т. Черноволенко и С.И. Шиголева. Именно поэтому идея высотности, стремления к небу является одним из самых впечатляющих образов произведений группы «Амаравелла». Человек, как и все живое на земле, призван к росту, развитию. Этот призыв можно почувствовать, глядя на работу Б.А. Смирнова-Русецкого «Беспредельность» или «Дальний космос» П.П. Фатеева. Примером подлинного роста является мир кристаллов и растений, который раскрывает бесконечное движение ввысь в работах А.П. Сардана и В.Т. Черноволенко.

Вертикальная перспектива не хаотична, а упорядочена точно так же, как и все мироздание. Во многих работах Б.А. Смирнова-Русецкого можно увидеть ступенчатую структуру космоса, которая словно преадаптирована человеку, поскольку позволяет постепенно открывать его возможности познания и переживания бесконечного роста и развития.

Конусовидные спирали космических ландшафтов, обращенные ввысь, представляют миры А.П. Сардана («Земля, океан, космос» «Рождение материи») и С.И. Шиголева (циклы «Путь», «Жизнь точки»; «Полтавская серия»).

В произведениях П.П. Фатеева тема бесконечности раскрылась несколько иначе — через утверждение идеи изначальной витальности космоса, которое предстает как своеобразная плодородная нива космического масштаба.

В работах В.Т. Черноволенко предпочтение отдается пластике изоморфизма микро-, мезо- и макромира. Взаимоуподобление форм жизни на всех уровнях мироздания видится художником как чаемое единство всего во всем: от мельчайших микроорганизмов до макросуществ неведомых миров. Бесконечность космоса мыслится художником в чисто пифагорейском смысле: изображаемые миры разумных существ взаимопересекаются на уровне тонкого колебания, почти хорового созвучия языка неведомых растений и животных.

Бесконечность жизни во Вселенной воспринималась художниками-космистами, как органическое всеединство. Мироздание в их произведениях не молчит. Художники «слышали и видели» гармонию всесвязанности «всего со всем» в контексте личных чувств и переживаний. Каждый из художников воплощал эту идею в своем творчестве, создавая свой собственный пластический язык и стиль, опираясь на новации беспредметного искусства. В этом смысле «Амаравелла» была очень близка искусству органического направления в русском авангарде.

Органическое восприятие мироздания через соединение науки и искусства позволили художникам «Амаравеллы» не только постичь, но и передать средствами образно-пластического языка эстетику целостного и гармоничного космоса. Говоря об органическом всеединстве, В.Т. Черноволенко писал: «…люблю красоту. Люблю, чтобы радовались люди, чтобы жили как-то мирно, было единение в этой красоте… мне кажется, что во всяком таком красивом творчестве можно найти единение» [4, л. 6].

Литература

[1] Смирнов-Русецкий Б.А. *Идущий.* Москва, Галерея «Веллум», 2008, 256 с.

[2] Фатеев П.П. *Мои этапы интуитивного творчества (рукопись).* Музей Органической культуры. Ф.10. Д.10/3, 1 л.

[3] Линник Ю.В. *Амаравелла. Каталог выставки.* Петрозаводск, Карелия, 1998, 62 с.

[4] Дроздова-Черноволенко М.Ф. *Собеседование В.Т. Черноволенко с Ореховым В.В. Расшифровка фонограммы от 1972 г.* Музей Органической культуры. Ф.10, Д.2/2, 13 л.

УДК 621. 397(13)

Вклад П.Ф. Брацлавца в развитие отечественной космонавтики (по материалам музея АО «НИИ телевидения»)

Лыкова Евгения Михайловна museum@niitv.ru

Музей АО «НИИ телевидения»

Проанализированы материалы открытой печати, материалы музея и архива НИИ телевидения. Показано, что рождение отечественной космонавтики и рождение космического телевидения напрямую взаимосвязаны. Космос с самого начала своего освоения потребовал самых передовых технологий в радиоэлектронике и изначально базировался на использовании телевизионных средств приема и передачи информации. Благодаря этому родилось уникальное направление в нашей стране — космическое телевидение, основоположником которого стал П.Ф. Брацлавец, соратник С. П. Королёва, главный конструктор и непосредственный разработчик телевизионных систем различного назначения.

Ключевые слова: *космическое телевидение, космовидение, малокадровое телевидение, «Енисей», «Селигер»*

Изучение истории науки и техники является одним из важнейших направлений. Не секрет, что наша страна нуждается в научно-технических, инженерных кадрах. Ведущие вузы страны осуществляют подготовку специалистов по целому ряду стратегических направлений, в том числе и по космическому. За годы освоения космического пространства был накоплен значительный опыт, настало время подведения итогов, необходимых для дальнейшего продвижения вперед.

«Космическое телевидение» родилось за год до запуска первого искусственного спутника Земли, что подтверждено документально (в музее телевидения хранится техническое задание, подписанное рукой С.П. Королёва, о создании телевизионных систем для космоса) и заложило крепкую базу для дальнейшего развития космической радиоэлектроники. Углубленное изучение этого вопроса, поиск новых источников, обобщение историографической и публицистической традиции должно представлять несомненный интерес для историков науки и техники, а также инженеров.

Технический прогресс, начиная с XX века семимильными шагами идет вперед, за это время сменилось несколько поколений телевизионной аппаратуры, создана практическая база для новых разработок. Сегодня настало время подвести некоторые промежуточные итоги, так как недостаточно внимания уделяется накопленному научно-теоретическому и научно-практическому опыту. Историографическая традиция чаще всего описывает отдельные направления, без выявления общих взаимосвязей и тенденций. Инженерные кадры, смело отбрасывают опыт своих предшественников со словами: это устарело, это не используется и т. д. Между тем, обращение же к истокам, к разработкам, полученным даже несколько десятилетий назад (на тот мо-

мент отброшенных с негодованием за их бесперспективностью), зачастую приводит к созданию прорывных технологий. Ярким примером этому служит космическое телевидение.

Сейчас репортажами из космоса никого не удивишь, сеансы видеосвязи с борта МКС, снимки поверхности планет стали уже привычным явлением. Однако более 60 лет назад направление только начинало еще зарождаться. Надо отметить, что НИИ телевидения (тогда ВНИИТ — Всесоюзный научно-исследовательский институт телевидения) изначально создавался как многопрофильный институт, в задачи которого входило не только телефикация страны, но и создания аппаратуры – прикладного телевидения.

Коренным стал 1956 год, год визита Сергея Павловича в институт, когда было подписано техническое задание на разработку телевизионной аппаратуры для пилотируемой и беспилотной космонавтики (кстати, выделение двух основных ветвей космонавтики в этом задании прозвучало впервые). Работы были поручены отделу, занимавшемуся созданием телевизионной аппаратуры наблюдения для самолетов. Руководил отделом И.Л. Валик — разработчик первой отечественной аппаратуры высокой четкости для МТЦ (на стандарт 625 строк). В его команде были молодые полные энтузиазма специалисты П. Ф. Брацлавец, М. И. Мамырина, Ю. П. Лагутин и др. Именно на их плечи легло решение целого ряда задач. А Петру Федоровичу Брацлавцу суждено было возглавить работу и стать основателем целого направления.

По воспоминаниям Петра Федоровича к сочетанию телевидение + космос многие относились скептически, окончание теоретических работ и появление аппаратуры пророчили только к началу 21 века [1, с. 31]. Но, в 1957 г. взлетел первый искусственный спутник земли, бурно развивалось ракетостроение и телевидение потребовалось в буквальном смысле «еще вчера». В институте закипела работа. Петр Федорович с соратниками каждый день решал сложнейшие уравнения, в котором, по меткому выражению М. И. Мамыриной все слагаемые были неизвестны [2, с. 80–87]. Первой крупой победой стало получение телевизионных изображений обратной стороны Луны, с помощью телевизионной системы «Енисей». В ее основу были положены все возможные технологические мощности отечественной промышленности, разрабатывалось сразу несколько промежуточных образцов и т. д. Система получилась сложнейшая, работавшая в автоматическом режиме по команде с Земли. Однако теоретическая база «Енисея» была заложена на несколько десятилетий ранее, во время работы С. П. Королёва в ГИРД. Речь идет о концепции С. И. Катаева — передачи изображения с помощью узкой полосы частот (малокадрового способа кодирования изображений). Для вещательной сети страны идеи Катаева оказались не востребованы. Для передачи телевизионным способом изображений лунной поверхности принятые вещательные стандарты не годились, тогда Петр Федорович, учившийся на кафедре у Семена Исидоровича, предложил использовать узкополосный метод. В институте, Благодаря Петру Федоровичу, идеи Катаева получили дальнейшее раз-

витие, в 1958 г. потребности космического телевидения объединились с концепцией малокадрового телевидения [3, с. 39–60].

Следующей вехой развития космонавтики — стал полет Ю.А. Гагарина в космос. Его Королёв не мог отпустить без присмотра телекамеры. Так родилась ТВ система «Селигер», с помощью которой получили первые видеокадры с орбиты. Опять же, до вещания было далеко всего 100 строк, что позволило буквально «одним глазком заглянуть». В литературе часто присутствует утверждение, что первый полет Г.С. Титова был запечатлен 400 строчной камерой, однако в музее сохранилась фотография Германа Степановича, на обороте которой присутствует надпись, сделанная рукой Брацлавца: 100 строк, 10 кадров в секунду. Позднее в космос летали 400-строчные камеры, а с появлением унифицированной аппаратуры, включением космических репортажей в международную сеть, космические системы для пилотируемых кораблей стали передавать сигналы вещательного стандарта [4, с. 36–38].

Чуть позже Брацлавец, передаст эстафету вещательных систем для обеспечения работы космонавтов, заложив еще одно направление — создание тренажерных комплектов для Центра подготовки космонавтов, и сосредоточит внимание на телевизионных системах для наблюдения за поверхностью земли, положенных в основу отечественной оборонной доктрины, тем самым выполнив еще один пункт Королёвского ТЗ: обозреть Землю с высоты 200–500 км, существенно перевыполнив, телекамеры летали на высоту около 40 тыс. км [5, с. 25–28].

Таким образом, роль Петра Федоровича Брацлавца сложно переоценить. На его счету главные 17 мировых рекордов космического телевидения эпохи С.П. Королёва — обратная сторона Луны, передача телевизионного сигнала с пилотируемых кораблей, изображение всей Земли с высокоорбитального КА «Молния» [6, с. 104–117]. Именно ему мы обязаны появлению самостоятельной отрасли. Направления, разработанные для пилотируемой и беспилотной космонавтики, продолжают развиваться до сих пор, некоторые направления по эстафете были переданы другим профильным предприятиям. Телевизионные системы летали к Марсу и Венере, телевизионные системы обслуживают космическую станцию, помогают в управлении и пилотировании транспортным кораблем ну и служат средством взаимосвязи для космонавтов с домом, их родными и близкими. Дело, начатое С.П. Королёвым, продолженное П.Ф. Брацлавцем живет до сих пор. Его деятельность яркий пример научно-технического самобытного творчества с опорой на традиции, имеющие в основе глубокий теоретический и научно-практический опыт.

Литература

[1] Брацлавец П.Ф. С.П. Королёв и космическое телевидение. История космического телевидения в воспоминаниях ветеранов. Санкт-Петербург, НИИТ, 2009, 31 с.

[2] Брацлавец П.Ф., Росселевич И.А., Хромов Л.И. *Космическое телевидение*. Москва, Связь, 1967, с. 80–87.

[3] Умбиталиев А.А., Цыцулин А.К., ред. *Теория и практика космического телевидения*. Санкт-Петербург, НИИ телевидения, 2017, с. 39–60.

[4] Зеленова В.В. К Истории НИИ телевидения. *Вопросы радиоэлектроники. Серия Техника телевидения*, 2015, вып. 3, с. 4–54.

[5] Брагин Е.Б. Земля на экране телевизоров. *История космического телевидения в воспоминаниях ветеранов*. Санкт-Петербург, НИИ телевидения, 2009.

[6] Цыцулин А.К., Зеленова В.В. Мировые рекорды ленинградского космического телевидения. Научно-технические проблемы в промышленности: будущее сильной России — в высоких технологиях. Тр. X Всерос. научн. чтений: сб. тр. Санкт-Петербург, Скифия, 2016.

УДК 629.7

Вклад экспедиций научно-исследовательских судов морского космического флота в реализацию отечественных космических программ

Митропов Виктор Викторович viktor-mitropov@mail.ru

Клуб ветеранов Морского Космического флота

Раскрыт вклад и значение экспедиций научно-исследовательских судов (НИС) Морского Космического флота (МКФ) в реализацию отечественных космических программ, и программ развития космической отрасли и испытания космической техники нашей страны.

Ключевые слова: *экспедиции научно-исследовательских судов, Морской Космический флот*

Более 35 лет история развития отечественной космонавтики надежно поддерживалась экспедициями МКФ. Более 65 лет тому назад С.П. Королёв предложил создать комплекс специальных судов, оснащенных аппаратурой для слежения и управления полетом космических аппаратов (КА). Экспедиции этих судов должны были постоянно следить за КА на участках траектории, которые не видны наземными средствами. Из 16 суточных витков КА вокруг Земли 6 находятся вне зоны радиовидимости с территории нашей страны. Кроме того, есть особые участки траектории: включения тормозных двигателей (ТДУ) для схода с орбиты и приземления, участки включения разгонного блока межпланетных станций для перехода на межпланетную орбиту. Эти операции выполняются над акваторией Гвинейского залива Атлантического океана. Участки коррекции орбиты лунных КА, выполняемые над акваторией Северной Атлантики.

В 1960 году переданные в распоряжение МКФ суда «Ворошилов», «Краснодар» и «Долинск» были оснащены станциями радиотелеметрической системы «Трал». А экспедиции комплектовались офицерами — специалистами в области космических радиотехнических систем измерительных комплексов Космических войск.

12 апреля 1961 года в Гвинейском заливе в Атлантике, на трассе спуска космического корабля (КК) «Восток-1» с Юрием Гагариным на борту, экспедиции зафиксировали и уже через 2 минуты передали в ЦУП время включения/выключения ТДУ КК. Это позволило точно определить новое место и время приземления космонавта.

В дальнейшем в августе 1961 года экспедиции МКФ приняли участие в программе длительного полет Г.С. Титова на КК «Восток-2». В 1962 году в программе группового полета КК «Восток-3 и -4», в 1963 году — полета первой женщины-космонавта на КК «Восток-6», в 1964 году — испытания мно-

гоместного КК «Восход-1», в 1965 году — выход человека в открытый космос КК «Восход-2».

Со временем космические госпрограммы расширялись и усложнялись. В 1967 году для отечественной лунной программы вводятся в строй НИС «Космонавт Владимир Комаров», «Боровичи», «Кегостров», «Моржовец» и «Невель», в 1970–1971 гг. НИС «Академик Сергей Королёв», «Космонавт Юрий Гагарин».

Экспедиции МКФ участвуют в обеспечении полетов межпланетных станций «Марс» и «Венера». В 1968-70 гг. участвуют в реализации лунных программ. 1968 год — облет Луны и возвращение на Землю живых существ на КА «Зонд-5», в 1969 году — стыковка КК «Союз-4 и -5» и переход экипажей из одного КК в другой. Облет Луны и управляемый спуск на Землю КК «Зонд-7». В 1975 году — обеспечение международной программы «Союз–Аполлон».

В 1977–1978 гг. в состав МКФ вошли НИС «Космонавт Владислав Волков», «Космонавт Павел Беляев», «Космонавт Георгий Добровольский» и «Космонавт Виктор Пацаев». Началась полномасштабная реализация научно-исследовательских отечественных и международных программ на борту долговременных орбитальных станций «Салют».

В 1982–1984 годах экспедиции судов МКФ активно участвуют в реализации летно-конструкторских и испытательных программ по созданию и использованию орбитальных ракетопланов по программе «Спираль» — «БОР-4». А в 1988 году были привлечены к летно-конструкторским испытаниям многоразового КА «Энергия-Буран».

За 35 лет существования МКФ по вине экспедиций не было сорвано ни одного сеанса связи с космическими объектами и неоднократно экспедиции спасали не только отдельные космические аппараты, но и государственные программы в целом.

УДК 629.7

Океанские опоры космических программ нашего отечества

Митропов Виктор Викторович viktor-mitropov@mail.ru

Клуб ветеранов Морского Космического флота

Раскрыт вклад экспедиций научно-исследовательских судов (НИС) 9-го Отдельного морского Командно-измерительного комплекса (9 ОМ КИК) Министерства обороны (МО) СССР в реализацию отечественных программ по освоению космического пространства, развитию космической отрасли и испытанию космической техники.

Ключевые слова: *океанские опоры, космическая программа, Министерство обороны СССР*

Вся история развития отечественной космонавтики тесно связана с надежной поддержкой экспедициями НИС 9 ОМ КИК. Королёв предложил создать комплекс судов, способных постоянно следить за космическими аппаратами на участках траектории, которые не видят наземные средства. Это участки включения тормозных двигателей (ТДУ) для схода с орбиты и приземления, включения разгонного блока межпланетных станций для перехода на межпланетную орбиту. Из 16 суточных витков космических аппаратов (КК) вокруг Земли 6 находятся вне зоны радиовидимости с территории нашей страны.

В 1960 году суда «Ворошилов», «Краснодар» и «Долинск» были переданы МО и оснащены станциями радиотелеметрической системы «Трал» и укомплектованы спец. экспедициями. Уже 12 апреля 1961 года в Гвинейском заливе в Атлантике, на трассе спуска, экспедиции зафиксировали и уже через 2 минуты передали в ЦУП время включения/выключения ТДУ КК «Восток-1», что позволило точно определить новое место приземления Юрия Гагарина.

Экспедиции участвуют в программах — длительный полет КК «Восток-2», в 1962 году - групповой полет КК «Восток-3 и -4», в 1963 году — полет женщины-космонавта на КК «Восток-6», в 1964 году — испытания многоместного КК «Восход-1», в 1965 году — выход человека в открытый космос КК «Восход-2». Со временем космические госпрограммы расширялись и усложнялись. В 1967 года для отечественной лунной программы вводятся в строй НИС «Космонавт Владимир Комаров», «Боровичи», «Кегостров», «Моржовец» и «Невель», в 1970–1971 гг. НИС «Академик Сергей Королёв», «Космонавт Юрий Гагарин».

Экспедиции участвуют в обеспечении полетов межпланетных станций «Марс» и «Венера». В 1968-70 гг. реализуют лунную программу. 1968 год — облет Луны и возвращение на Землю живых существ на КК «Зонд-5», в 1969 году — стыковка КК «Союз-4 и -5» и переход экипажей и — облет Луны и управляемый спуск на Землю КК «Зонд-7». В 1975 году — обеспечение программы «Союз - Аполлон».

В 1977–1978 гг. в состав 9 ОМ КИК вошли в строй НИС «Космонавт Владислав Волков», «Космонавт Павел Беляев», «Космонавт Георгий Добровольский» и «Космонавт Виктор Пацаев». Началась эра многоразовых космических аппаратов в 1988 году по программе «Энергия-Буран» и с 1982–1984 гг. орбитальных ракетопланов по программе «Спираль» — «БОР-4».

За 35 лет существования 9 ОМ КИК по вине экспедиций не было сорвано ни одного сеанса связи с космическими объектами и неоднократно экспедиции спасали не только отдельные космические аппараты, но и государственные программы в целом.

УДК 530.145

К 300-летию Российской академии наук: космонавтика и культура потребления результатов интеллектуальной деятельности отечественных ученых на примере разработок в сфере квантовых технологий

Раткин Леонид Сергеевич rathkeen@bk.ru

Совет ветеранов РАН; АРГМ

В подмосковном КВЦ «ПАТРИОТ» с 14 по 20 августа 2023 года был организован и проведен Международный военно-технический форум (МВТФ) «АРМИЯ». Мощная экспозиция российской военной техники удачно гармонировала с выставкой отечественных и иностранных компаний в сфере вооружения и военной техники (ВВТ) и оказания услуг в смежных отраслях (например, поставка продукции, логистика). Открывая МВТФ «АРМИЯ», Президент Российской Федерации Владимир Владимирович Путин отметил важность проведения столь значимого и масштабного форума в непростых условиях, в которых на экспозиционных площадках предприятиями России и стран ближнего и дальнего зарубежья представлены новейшие образцы ВВТ.

Ключевые слова: *Российская академия наук, отделение нанотехнологий и информационных технологий Российской академии наук, МГТУ им. Н.Э. Баумана, МГУ имени М.В. Ломоносова, международный военно-технический форум, вооружение и военная техника, квантовые технологии, квантовые информационные технологии*

Введение. Деловая программа МВТФ «АРМИЯ» насчитывала несколько сот научных симпозиумов, конференций, форумов и круглых столов, в т. ч., ряд заседаний по тематике применения квантовых технологий (КТ) в сфере ВВТ и смежных отраслях, например, круглые столы по перспективам применения КТ для обеспечения безопасной передачи информации для систем связи специального назначения, достижениям и перспективам в сфере КТ, КТ государственной корпорации «Росатом», КТ для авиационно-космической сферы и тенденциям развития высокотехнологичного направления «Квантовые коммуникации». Вопросы, непосредственно связанные с перспективами применения КТ, также рассматривались на ряде других конгрессно-выставочных, мероприятий, например, «Форум будущих технологий. Вычисления и связь. Квантовый мир» (организатор — «РОСКОНГРЕСС») с участием Президента Российской Федерации Владимира Владимировича Путина и Президента старейшей Академии РФ, отмечающей 300 лет 08.02.2024 — Российской академии наук (РАН), академика РАН, руководителя Научного совета РАН «Квантовые технологии» Геннадия Яковлевича Красникова в июле 2023 года.

Обсуждение. На ряде форумов по проблематике развития КТ, квантовых коммуникаций и квантовых вычислений, прозвучал ряд актуальных докладов и выступлений, в которых рассматривались вопросы их внедрения в про-

мышленное производство и применения, в т. ч., в ВВТ. Рассматривая вопросы использования КТ, необходимо, прежде всего, учитывать, что определенные классы задач (например, оптимизация поиска пути, приложения для нейронных сетей, моделирование природных явлений, факторизация на простые числа) до сих пор сложны даже для мощнейших суперкомпьютерных систем: их решение может занимать время, превышающее возраст Вселенной. В этом случае инвестиционно-привлекательными являются инновационные проекты по разработке физических платформ для реализации кубитов — ключевых компонентов квантового компьютера [1].

Методы. Базовыми методами для реализации кубитов являются полупроводниковые кубиты («Intel» и другие корпорации), ионы в оптических ловушках («IonQ», Университет Иннсбрука – «AQT», ФИАН, Российский квантовый центр (РКЦ) и т. д.), сверхпроводниковые кубиты: «Google», «IBM», «Rigetti», «D-Wave», «Microsoft Corporation», ГК «Росатом», МИСиС, РКЦ, Институт физики твердого тела РАН, МФТИ, Московский государственный технический университет (МГТУ) имени Н.Э. Баумана (президентом МГТУ, а до этого — ректором в течение многих лет являлся всемирно известный ученый, член Бюро Отделения нанотехнологий и информационных технологий (ОНИТ) РАН, академик РАН, д-р техн. наук, профессор Игорь Борисович Федоров). Также в числе базовых методов — оптические кубиты (интегральная оптика, «PsiQuantum», «Xanadu», МГУ имени М.В. Ломоносова (ректором МГУ является академик РАН, Российской академии образования (РАО) и Российской академии ракетно-артиллерийских наук (РАРАН), д-р физ.-мат. наук, профессор Виктор Антонович Садовничий), МГТУ имени Н.Э. Баумана, Российский квантовый центр (РКЦ), ультра-холодные атомы в оптических потенциалах (например, Гарвардский университет — «QuEra», МГУ имени М.В. Ломоносова, РКЦ, «ColdQuanta», «Ecole Polytechnique» — «Pascal» и т. д.), а также многие другие платформы [2].

Результаты. Одной из ключевых задач, требующих неотложного решения, является поиск оптимальной элементной базы в соответствии с заданными критериями оптимизации, среди которых приоритетными являются масштабируемость (синхронная работа с большим числом кубитов) и контроль (достижимость высокого качества изготовления кубитов и высокой степени надежности операций с кубитами). Повышение требований к надежности, скорости, качеству и ряду других ключевых параметров в сфере КТ формулирует постановку важнейшей задачи по обеспечению работоспособности и бесперебойности функционирования квантового интернета, где вычислительные комплексы сконструированы с применением КТ, а в интерфейсы интегрированы квантовые коммуникации. Поскольку одной из важнейших проблем создания квантовых компьютеров является сложность масштабирования квантовых устройств при наличии ошибок, пожалуй, наиболее реальным и реализуемым вариантом ее решения можно считать конструирование многомодульных архитектур квантовых вычислительных комплексов, в ко-

торых квантовые коммуникационные системы оперативно обеспечивают согласованное взаимодействие квантовых процессоров между собой. В этой связи возникает необходимость поиска эффективных механизмов управления квантовыми системами и формирования новых протоколов передачи и приема квантовой информации. Пилотные инновационные проекты по модульным квантовым вычислениям уже реализуются, также проводятся демонстрационные эксперименты для поиска инвесторов и партнеров для долгосрочных капиталовложений в исследования в КТ, применяемых в научно-образовательной, промышленно-технологической, финансово-экономической, медико-биологической, а также в эколого-энергетической сферах для обеспечения безопасности и бесперебойного функционирования кибераватоматических систем, инновационных квантовых системах и перспективном оснащении ВВТ [3].

Заключение. Среди основных направлений совершенствования КТ, в частности, квантовых информационных технологий (КИТ), следует отметить, прежде всего, коды коррекции и методы ошибок, а также диагностику устройств для КИТ, например, для идентификации типов шумов, которые оказывают влияние на работу систем и комплексов в сфере КИТ. Кроме того, одним из важных направлений совершенствования КТ являются дистрибутивные (т.н. «распределенные») алгоритмы для применения в сфере КТ, в т. ч., КИТ: для распределенных квантовых вычислений, квантовых цифровых подписей и распределенных реестров, протоколов для управления квантовыми сенсорными комплексами и системами и для сетей квантовых коммуникаций. Наконец, еще одним направлением развития КИТ является управление квантовыми комплексами и системами с реализацией базовых и дополнительных протоколов для приведения квантовой системы из начального состояния в требуемое (например, при реализации квантового алгоритма или приеме/передаче квантовой информации), поскольку прямое построение системы оптимального управления численно практически невозможно («сжатое» определение квантового комплекса или системы с применением аппарата тензорно-сетевого представления). Получен патент на изобретение Российской Федерации [4]. В рамках МВТФ «АРМИЯ-2023» Советом ветеранов РАН была организована и проведена научная сессия, посвященная культуре потребления результатов интеллектуальной деятельности отечественных ученых и применению высокотехнологичных разработок Академии наук СССР для достижения Победы в Великой Отечественной войне (22.06.1941–09.05.1945) на примере ее ключевых сражений, в частности, Сталинградской битвы. Организовал и провел научную сессию на МВТФ автор публикации.

Литература

[1] Ульянов С.В. Квантовая релятивистская информатика. Сер. Квантовые сквозные ИТ. Т. 2. Математическая корректность и строгость описания квантовых релятивистских моделей: логические парадоксы. Москва, Курс, 2024.

[2] Глейм А.В. Развитие технологий квантовых коммуникаций. *Железнодорожный транспорт*, 2023, № 4, с. 20–21.

[3] Ададуров С.Е. Квантовые коммуникации: особенности функционирования и защищенность информации. *Железнодорожный транспорт*, 2023, № 4, с. 22–24.

[4] Раткин Л.С. Способ сокрытия компьютерной информации путем многократного вложения сообщения в частные стеганографические контейнеры. Патент № 2322693 С2 РФ, 2008, бюл. № 11, 5 с.

УДК 341.232.7

К первому полету российско-белорусского экипажа на Международную космическую станцию: роль члена Совета ветеранов Российской академии наук, президента Академии наук Белорусской ССР Н.А. Борисевича в развитии научного и культурного российско-белорусского сотрудничества в космической сфере

Раткин Леонид Сергеевич rathkeen@bk.ru

Совет ветеранов РАН; АРГМ

На первое полугодие 2024 года запланирован старт и стыковка космического корабля «Союз МС-25» с Международной космической станцией (МКС), в ходе которого МКС посетит первый российско-белорусский экипаж в составе летчика-космонавта Российской Федерации (2014), Героя Российской Федерации (2014) Олега Викторович Новицкого и первой женщины-космонавта Республики Беларусь Марины Витальевны Василевской. Среди множества других ученых вклад в подготовку первого космического полета российско-белорусского экипажа внес и член Совета ветеранов Академии наук (АН) СССР и Российской академии наук (РАН), ученый-ветеран Великой Отечественной войны, советский и белорусский физик, государственный и общественный деятель, академик Академии наук (АН) СССР, академик АН Белорусской ССР (БССР), президент АН БССР (1969–1987), почетный президент АН БССР (1992–2015), доктор физико-математических наук (1965), профессор (1967), Герой Социалистического Труда (1978), Заслуженный деятель науки Республики Беларусь (1994) Николай Александрович Борисевич (21.09.1923–25.10.2015).

Ключевые слова: *Академия наук СССР, Академия наук Белорусской ССР, Российская академия наук, Совет ветеранов Российской академии наук, российско-белорусский экипаж, Международная космическая станция, российско-белорусское сотрудничество в космической сфере*

Введение. Николай Александрович родился в крестьянской семье в поселке Лучной Мост Игуменского уезда (ныне — Березинский район Минской области) 21 сентября 1923 года. В 17 лет с начала фашистской оккупации Белоруссии в 1941 году ушел в белорусский партизанский отряд, после служил в артиллерийских частях — окончание Великой Отечественной войны встретил в Берлине. После возвращения домой в 1945 году поступил в Белорусский государственный университет (БГУ) и окончил его 1950 году, поступив в аспирантуру, которую окончил в 1953 году, успешно защитив в 1954 году диссертацию на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук. Годом позже молодого и перспективного ученого (ему было всего 32 года) Н.А. Борисевича назначают в только основанный (в 1955 году) Институт физики имени Б.И. Степанова АН БССР на должность заместителя директора по научной работе. После защиты диссертации на соискание ученой степени доктора физико-математических наук (1965), получения звания

профессора (1967) и последовательного избрания членом-корреспондентом АН БССР (1966) и академиком АН БССР (1969) Николай Александрович с января по май 1969 года — вице-президент АН БССР. Почти восемнадцать лет, с 14.05.1969 по 04.03.1987 академик АН БССР Н.А. Борисович — президент АН БССР и главный редактор журнала «Доклады Академии наук БССР» (с 1969 года по 1989 год — депутат Совета Национальностей Верховного Совета СССР от БССР), в 1972 году он также был избран членом-корреспондентом АН СССР, а в 1981 году — академиком АН СССР. С 1957 года по 2015 год Николай Александрович был заведующим лабораторией физики ИК-лучей и параллельно читал лекции в БГУ, а с 1987 года по 2015 год возглавлял Лабораторию фотоники молекул ФИАН. Академик АН БССР Н.А. Борисевич был избран почетным президентом Национальной академии наук (НАН) Беларуси в 1992 году и главным редактором Журнала прикладной спектроскопии в 1994 году. За десятилетия активной научной деятельности Николая Александровича под его руководством было защищено 40 диссертаций на соискание ученой степени кандидата физико-математических наук и 11 диссертаций на соискание ученой степени доктора физико-математических наук, из них двое были избраны академиками НАН Беларуси. Среди наиболее известных докторов и профессоров — учеников Н.А. Борисевича следует особо отметить А.П. Войтовича, В.В. Грузинского и В.А. Толкачева. В период руководства АН БССР и почетного президентства Н.А. Борисевича, вплоть до его кончины в 2015 году, Николай Александрович принимал активное участие в работах по подготовке к первому космическому полету российско-белорусского экипажа на МКС.

Обсуждение. Научное наследие Николая Александровича неисчерпаемо: он занимался вопросами люминесценции и молекулярной спектроскопии, ИК-техники и квантовой электроники [1, 2]. Например, академик Н.А. Борисевич экспериментально изучил и детально разработал теорию люминесценции многоатомных молекул в газовой фазе, создал статистическую теорию фотофизических процессов в сложных молекулах с учетом внутри- и межмолекулярных взаимодействий, существенно повысил возможности спектроскопических методов благодаря введенным им параметрам молекул и разработке методов их измерения, открыл уникальный научный «эффект стабилизации-лабилизации электронно-возбужденных молекул посторонними газами», зарегистрированный под № 186 в Государственном реестре открытий СССР как научное открытие с приоритетом от 1955 года в формулировке «Установлено неизвестное ранее явление стабилизации-лабилизации электронно-возбужденных, многоатомных молекул, заключающееся в том, что в результате обмена электронно-возбужденных многоатомных молекул колебательной энергией с другими молекулами происходит изменение безизлучательной дезактивации электронно-возбужденных молекул, приводящее в усилению флюоресценции при возбуждении молекул квантами частоты, большей частоты инверсии, или к ослаблению флюоресценции при возбуж-

дении молекул квантами частоты, меньшей силой инверсии». Николай Александрович Борисевич проводил широкий спектр научных исследований, после первого полета в космос советского космонавта Юрия Алексеевича Гагарина (12.04.1961) регулярно рассматривал возможность проведения научных экспериментов в космосе и готовился к ним.

Методы. Николай Александрович разработал специальные методы и установил эффект замедленной флуоресценции при термическом возбуждении, создал новые оптические методы измерения температуры молекул, вычислил уникальное соотношение между спектральными параметрами сложных молекул. За создание нового научного направления «спектроскопия свободных сложных молекул» ученым Н.А. Борисевичу, В.В. Грузинскому, Б.С. Непорету и В.А. Толкачеву в 1980 году была присуждена Ленинская премия. Проведенные Николаем Александровичем изучения молекул в парах и сверхзвуковой среде при температуре всего в несколько кельвинов подтвердили гипотезу о существовании поляризованной люминесценции сложных молекул, что позволило создать ряд инновационных поляризационных аналитических методов [3]. Н.А. Борисевич подготовил серию экспериментов для проведения в космосе и до 2015 года принимал участие в подготовке к первому полету российско-белорусского экипажа.

Результаты. Например, экспериментально было установлено (и теоретически обосновано), что возбуждение молекул может осуществляться как оптическим способом (импульсный и стационарный режимы), так и электронными пучками (в частности, с выделенным направлением распространения): в 1998 году за разработки в этой сфере А.П. Блохин, Н.А. Борисевич, В.А. Поведайло и В.А. Толкачев были удостоены Государственной премии Республики Беларусь. Работы Николая Александровича и его учеников также затрагивали проблематику исследования быстропротекающих процессов на фемто- и пикосекундном уровнях (фотофизика и фотохимия сложных молекул), что обеспечило рост объемов публикаций в сфере структурных изменений многоатомных молекул, в частности, биологически важных и свободных радикалов, и способствовало разработке методов анализа их строения. Его работы способствовали решению проблемы спектральной фильтрации ИК-излучения, созданию новых дисперсионных фильтров для диапазона волн от 4 до 100 мкм и их внедрению в промышленное производство: за эти инновационные разработки ученым Н.А. Борисевичу и В.Г. Верещагину в 1973 году была присуждена престижная Государственная премия СССР. Николай Александрович также проводил инновационные работы в физической сфере, отметив возможность генерации растворами сложных органических молекул (еще до ее фактической реализации его учениками), указав на методы перестроек частот излучений таких систем. Лаборатория ученого-ветерана Н.А. Борисевича обеспечила реализацию уникальных исследований по генерации света с помощью паров сложных молекул, что способствовало созданию нового типа лазера с перестраиваемой частотой, управляемого с помо-

щью ранее описанного и зарегистрированного под № 186 в Государственном реестре открытий СССР как научное открытие с приоритетом от 1955 года эффекта стабилизации-лабилизации электронно-возбужденных молекул. Уникальная разработка позволила получить пико-и наносекундные импульсы излучения, применяемые для исследования свойств сложных молекул и их взаимодействия с окружением, также были проведены длительные успешные исследования по разработкам, в т. ч., в сфере внутрирезонаторной спектроскопии многоатомных молекул. Работы Николая Александровича Борисевича способствовали развитию и укреплению научного и культурного российско-белорусского сотрудничества, в т. ч., в космической сфере [3, 4].

Заключение. Ученый-ветеран Великой Отечественной войны, академик АН СССР, АН БССР и Российской академии наук (РАН, 1991 год), член Совета ветеранов АН СССР и Совета ветеранов РАН Н.А. Борисевич награжден двумя Орденами Красной Звезды (1944 и 1945 годы), Орденом Отечественной войны I степени (1945 год), Орденом Трудового Красного Знамени (1967 год), четырьмя Орденами Ленина (1971, 1975, 1978 и 1983 годы), Орденом Октябрьской Революции (1973 год), Медалью Николая Коперника Польской АН (1973 год), Государственной премией СССР (1973 год), почетным званием иностранного члена Чехословацкой АН (1977 год), званием Героя Социалистического Труда (1978 год), званием Лауреата Ленинской премии (1980 год) и иностранного члена Словенской академии наук и искусств (1981 год), Золотой медалью «За заслуги перед наукой и человечеством» Чехословацкой АН (1983 год), Золотой медалью Словацкой АН «За исключительные заслуги перед наукой» (1983 год). Также Николай Александрович удостоен званий: «почетный доктор естественных наук Йенского университета имени Фридриха Шиллера» (1983 год), «действительный член (академик) Европейской академии наук, искусств и словесности» (1991 год), «заслуженный деятель науки Республики Беларусь» (13.04.1994) «за большой вклад в развитие белорусской науки, подготовку научных кадров», «лауреат Государственной премии Республики Беларусь» (1998 год), «лауреат премии НАН Беларуси и Сибирского отделения РАН имени академика В.А. Коптюга» (2001 год). Академик Н.А. Борисевич также награжден Орденом Отечественной войны II степени (1985 год), Орденом Дружбы (04.03.2000) «за большой вклад в развитие науки, укрепление дружественных отношений и сотрудничества между государствами», Орденом Франциска Скорины (23.09.2023 — более двадцати лет назад) «за активную научно-организационную и общественную деятельность», включая подготовку к первому полету российско-белорусского экипажа. В рамках МВТФ «АРМИЯ-2023» Советом ветеранов РАН была организована и проведена научная сессия, посвященная развитию научного и культурного сотрудничества России и Белоруссии, на которой, в частности, обсуждались вопросы кооперации в сфере фундаментальной и прикладной науки. Организовал и провел научную сессию, приуроченную к 120-летию всемирно-известных ученых академиков Игоря Васильевича Курчатова

и Анатолия Петровича Александрова, на МВТФ «АРМИЯ-2023» автор публикации.

Литература

[1] Русакова Е.А., Пащенко М.А. Обзор международных стандартов в области квантовых коммуникаций. *Инновационный транспорт*, 2023, № 1 (47), с. 40–46.

[2] Стандартизация в целях развития квантовых коммуникаций в России. *Законодательство и прикладная метрология*, 2023, № 4 (184), с. 54.

[3] Фрумкин К. НИЯУ МИФИ и МТУСИ будут сотрудничать в области квантовых коммуникаций. Ректор ВУЗа, 2023, № 10, с. 21.

[4] Лобов Д.С. Финансирование НИОКР, патентная активность и развитие рынка квантовых коммуникаций в России и за рубежом. *Информационное общество*, 2023, № 5, с. 123–133.

УДК 341.232.7

К 80-летию открытия Второго фронта: роль антифашистских партизанских отрядов с участием советских граждан в Великой Отечественной войне и современное российско-итальянское научное и культурное сотрудничество в космической сфере

Раткин Леонид Сергеевич rathkeen@bk.ru

Совет ветеранов РАН; АРГМ

В июне 2024 года исполняется 80 лет открытию Второго фронта в борьбе с фашизмом. Страны антигитлеровской коалиции 06.06.1944 начали свое наступление в Европе, и немалую роль в их борьбе с нацизмом сыграли антифашистские партизанские отряды с участием советских граждан. Одним из участников антифашистского партизанского отряда в Италии является ветеран Великой Отечественной войны Николай Иосифович Орлов, в День Победы 9 мая 2023 года отметивший свой 97-й день рождения.

Ключевые слова: *Великая Отечественная война, Вторая мировая война, Академия наук СССР, Российская академия наук, антифашистские партизанские отряды, Международная космическая станция, российско-итальянское сотрудничество в космической сфере*

Введение. Одна из ярких и незабываемых для граждан нашей страны страниц Великой Отечественной войны и Второй мировой войны связана с историей Гарибальдийских бригад (ГБ) — партизанских отрядов, которые действовали в Италии во время ее оккупации нацистской Германией с 1943 по 1945 год. По мнению многих отечественных ученых-членов Академии наук (АН) СССР и Российской академии наук (РАН), а также зарубежных историков-экспертов Великой Отечественной войны и Второй мировой войны, ГБ оказали существенное влияние на освобождение Италии от фашистских войск и сыграли значительную роль в послевоенном мирном обустройстве Италии и поэтапном налаживании мирных и длительных добрососедских отношений с главным историческим Победителем в войне — Советским Союзом. Отметим, что хотя ГБ изначально организовывались Итальянской компартией, но среди участников ГБ были представители иных движений и партий из Комитета национального освобождения Италии: в частности, в ГБ было немало членов движения социалистов — Итальянской соцпартии [1, 2].

Обсуждение. ГБ получили свое название в память итальянского полководца, революционера и политического деятеля, национального героя Италии Джузеппе Гарибальди (04.07.1807–02.06.1882). Также важно уточнить, что ГБ необходимо различать с созвучным по названию Гарибальдийским батальоном (т. н. «Гарибальдийской бригадой» с апреля 1937 года), который принимал участие в период «октябрь 1936 – сентябрь 1938 гг.» в гражданской войне в Испании на стороне Народного фронта Испании. Согласно историческим данным, только осенью 1943 года были сформированы первые ГБ, но

весной 1945 года их было уже 575. В каждой ГБ было от 40 до 50 бойцов-партизан: каждое звено состояло из 4–5 бойцов, два звена объединялись в группу, в среднем 5 групп составляли одну ГБ (итого — от 40 до 50 человек в каждой ГБ), впоследствии преобразованных в дивизии. Общее командование ГБ осуществляли лидеры Итальянской Коммунистической Партии (ИКП) Пьетро Секкья (19.12.1903–07.07.1973) и Луиджи Лонго (15.03.1900–16.10.1980). О лидерах ИКП — руководителях ГБ необходимо упомянуть особо. Деятель итальянского рабочего движения, партизан и ученый-историк Пьетро Секкья с 1921 года присоединился к ИКП, устраивал антифашистские акции и принимал участие в противостоянии нацистам-чернорубашечникам Муссолини, в 1924 году стал активным членом ЦК Коммунистической федерации молодежи, с 1926 года – одним из лидеров коммунистического подполья в фашистской Италии, с 1928 года – член ИКП. После ареста в 1931 году пребывал в тюрьме и ссылке, был освобожден партизанами в 1943 году и назначен генеральным комиссаром ГБ. Деятель итальянского и международного рабочего движения Луиджи Лонго стал членом ИКП с момента ее создания в 1921 году, после начала гражданской войны в Испании с 1936 по 1939 год являлся одним из организаторов помощи Испанской Республике (ИП) и генеральным инспектором Интернациональных бригад и принимал участие во многих сражениях. Выехал во Францию после поражения ИП и был интернирован в нацистский концентрационный лагерь Ле-Верне, откуда в 1941 году был передан фашистскому правительству в Италии французскими властями. До 1943 года пребывал в тюрьме и концлагере на острове Вентотене, после освобождения стал соорганизатором партизанского движения в Италии и главнокомандующим коммунистическими ГБ, членом ЦК национального освобождения, Председателем военной комиссии и замкомандира всеми партизанскими отрядами Италии. Уже после окончания войны Луиджи Лонго в 1946 году был избран заместителем генерального секретаря ИКП. Его авторитет был настолько высок, что после кончины Пальмиро Микеле Никола Тольятти (26.03.1893–21.08.1964) именно он и был избран генеральным секретарем ИКП. Луиджи Лонго был награжден в СССР в 1975 году орденом Ленина, а в 1980 году в Югославии — орденом Народного героя в знак признания его больших заслуг «как одного из руководителей партизанским движением в годы Второй мировой войны. На родине Луджи Лонго был удостоен звания Кавалера Большого креста ордена «За заслуги перед Итальянской Республикой», союзники по антигитлеровской коалиции наградили его Бронзовой звездой (США) — четвертой по значению боевой наградой в вооруженных силах (ВС) США (если награда производилась за героизм на поле боля) и девятая по порядку старшинства (в обычном варианте) среди всех наград США [3, 4]. Среди Героев итальянского сопротивления было немало граждан СССР, средь них был и Николай Иосифович Орлов — человек с удивительной судьбой, в которой тесно переплелись любовь к Отечеству, верность боевому братству и уважение к истории страны, в которой он сра-

жался плечом к плечу с итальянскими товарищами против фашистских захватчиков.

Методы. Николай Иосифович родился 9 мая 1926 года — за 19 лет до дня Великой Победы. После оккупации фашистами Угранского района Смоленской области, где он жил, пятнадцатилетним подростком Николай вступил в партизанский отряд «Смерть фашизму». После ранения и контузии в одном из боев его отправили лечиться в свою деревню, откуда он был отправлен нацистами на принудительные работы в Италию, в концлагерь около Равенны. Местные жители часто помогали и кормили военнопленных, и однажды Николаю передали часть карты местности Италии, где он находился. Во время одного из налетов американских бомбардировщиков группа пленных сбежала: Николаю помог переданный местным жителем фрагмент карты, по которой он ориентировался и смог в горах вместе с товарищем Василием Вдовиным после долгих поисков встретить патруль итальянских партизан. Так советский партизан Николай Иосифович Орлов примкнул к итальянскому движению Сопротивления и стал полноправным членом 36-й ГБ имени Алессандро Бьянкончини, дислоцировавшейся между Болоньей и Ималой. В стратегическую задачу 36-й ГБ входил контроль магистралей из Фаенцо, Феррары и Болоньи, по которым нацистам на автомашинах поставлялись горюче-смазочные материалы для фашистского транспорта. Николай Орлов принимал самое активное участие во всех партизанских рейдах 36-й ГБ и всегда выполнял все поставленные задачи, помогая своим боевым товарищам-партизанам. Согласно данным военных историков, именно ГБ являлись хорошо организованными и наиболее боеспособными частями партизанской армии, которые сыграли ключевую роль в масштабном наступлении в Северной и центральной Италии во второй половине 1944 года. С середины 1944 года по март 1945 года, по оценкам многих экспертов, ими было проведено свыше 5,5 тысяч диверсионных и 6,5 тысяч боевых операций против фашистов. Именно ГБ были главными ударными силами памятного восстания в апреле 1945 года, когда в ГБ была 51 тысяча бойцов в 23 дивизиях при общем числе порядка 100 тысяч партизан: к 15.04.1945 в Пьемонте насчитывалось 15 тысяч бойцов (9 дивизий), в Эмилии — 12 тысяч бойцов (3 дивизии), в Венеции и в Лигурии — по 10 тысяч бойцов (4 дивизии каждая), в Ломбардии — 4 тысячи бойцов (3 дивизии). После высадки летом 1944 года рядом с Болоньей союзнических англоамериканских войск Николай Иосифович Орлов было отправлен в лагерь для военнопленных, а после всех военнопленных из лагеря отправили в СССР маршрутом: «Неаполь – Александрия – Суэц – Бендер – Шах – Тегеран – Баку». В столицу Азербайджанской ССР (Баку) прибыл только 01.01.1945 через Африку и Ближний Восток, оттуда — в Подольск. После Великой Отечественной войны Николай Иосифович Орлов учился в техникуме сельского хозяйства, после окончания сельскохозяйственного института и получения диплома инженера-механика работал на птицефабрике в совхозе «Матвеевский», а затем вышел на пенсию.

Результаты. В декабре 2021 года ветерану Великой Отечественной войны Николаю Иосифовичу Орлову вручили награду итальянского сопротивления — медаль «Гарибальдийская звезда». В награждении участвовали представители органов законодательной и исполнительной власти Московской области, Российского исторического общества, Совета ветеранов, посольства Италии, писатель и дивизионный генерал, атташе по вопросам обороны Италии Роберто Ванначчи, и автор книги «Советские партизаны в Италии» Эккли Массимо, а также представители научного и культурного сообщества России и Италии, включая представителей организаций, осуществляющих подготовку к космическим полетам, в т. ч., на Международную космическую станцию (МКС). Учрежденная ЦК ИКП для награждения ветеранов ГБ за личное мужество и заслуги, проявленные во время Второй мировой войны, памятная медаль «Гарибальдийская звезда» была торжественно вручена Николаю Иосифовичу Орлову в Музее антифашистов г. Красногорска Московской области. Данная награда поистине уникальна, поскольку ее были также удостоены Маршал Советского Союза, четырежды Герой Советского Союза Георгий Константинович Жуков; генерал-майор, командир партизанских соединений, дважды Герой Советского Союза Сидор Артемьевич Ковпак, Герой Советского Союза Федор Андрианович Полетаев; Герой Советского Союза Алексей Семенович Егоров; Герой Советского Союза старшина Форе Николаевич Мосулишвили; партизан ГБ «Капеттини» отряда «Анджело» Николай Владимирович Дрогавцев; разведчик ГБ «Фиамме Верди» Насиб Юсиф оглы Абдуллаев; партизан ГБ «Марио Ричи (Армандо)» Муса Харисович Алмакаев; пулеметчик ГБ «Убальдо Фантаччи» Мамед Самед оглы Багиров; партизан ГБ «Умберто Риччи» Степан Антонович Бадюк; партизан батальона «Киров» Яков Минаевич Байдиков; участник Сталинградской битвы Федор Григорьевич Беляев; партизан ГБ Алексей Сергеевич Богатов; партизан 80-й ГБ «Микеланджело Перольо» Николай Соломонович Георгадзе; партизан 36-й ГБ «имени Алессандро Бьякончини» Александр Борисович Гиоев; участник обороны Севастополя Петр Васильевич Егоров; партизан дивизии «Пинан Чикеро» отряда «Кастильоне» ГБ «Оресте» Александр Семенович Жилкин; уроженец Белгородской области Иван Иванович Иванов; уроженец Баку Тахир Исрафил оглы Исаев; партизан дивизии «Пинан Чикеро» ГБ «Арцани» отряда «Ченцо» Борис Федорович Капустин; партизан 3-й ГБ «Хори» 3-й Гарибальдийской дивизии «Чикеро» Федор Трофимович Кондуков; майор Федор Иосифович Кравченко; командир батальона имени В.И.Чапаева в составе ГБ «Фриули» Виталий Иванович Литовко; партизан отряда «Марио Ричи (Армандо)» ГБ Шалва Матиашвили; уроженец Баку Шахбаба Якуб огды Меджидов; партизан 11-й зоны ГБ «Марчелло Гарози» Юрий Михайлович Мельников; уроженец Баку Авез Фарзалы оглы Мирзоев; солдат Шалва Мунджишвили; партизан 62-1 ГБ Дмитрий Макарович Никифоренко; командир автономного партизанского русского отряда Николай Иванович Прошин; партизан ГБ «Чикеро» Андрей Николаевич Радостев; командир интернацио-

нальной бригады «Слава» Александр Степанович Ткачев; солдат Сетрак Аршакович Папазян; командир русского ударного батальона офицер Владимир Яковлевич Переладов; солдат Николай Николаевич Петухов; советский разведчик-нелегал Семен Яковлевич Побережник; уроженец Баку Мирдамат Агамир оглы Сеидов; командир русско-славянской группы 8-й партизанской бригады имени Дж. Гарибальди младший лейтенант Сергей Николаевич Сорокин; кавалер ордена Славы партизан Великой Отечественной войны Иван Михайлович Суслов; комиссар русского ударного батальона Анатолий Макарович Тарасов; уроженец Баку Мамед Камал оглы Худейнатов; партизан 62-й и 144-й ГБ «Луиджи Эванджелиста» Иван Илларионович Чубаров; уроженец Баку Мирза Агабаба оглы Шазвердиев. Все они — участники [5, 6] движения Итальянского сопротивления фашизму и их известные командиры. Автору публикации удалось взять подробное интервью у ветерана Великой Отечественной войны и Гарибальдийского героя Николая Иосифовича Орлова: отснятый для ТВ видеоматериал в настоящее время монтируется и вскоре будет показан по одному из телевизионных каналов.

Заключение. В последние годы все больше внимания уделяется политическим и правовым аспектам военной безопасности Российской Федерации, вопросам военно-технической политики России, проблематике военного строительства и модернизации Вооруженных Сил Российской Федерации, инновационным направлениям подготовки военных и инженерно-технических кадров с анализом передового отечественного и зарубежного опыта, анализу опыта прошлого и вызовов современности в контексте обеспечения военной безопасности нашего государства. Особое внимание уделяется патриотическому воспитанию как основы для формирования личности гражданина России и юбилейным событиям в истории нашей страны, связанным с Великой Отечественной войной. К их числу относится и 80-летие создания Гарибальдийских бригад (ГБ) — партизанских отрядов в Италии в период ее оккупации фашистской Германией (1943–1945 годы): в ГБ воевали и граждане СССР. Во время поездки в Италию (до 2022 года) Николай Иосифович Орлов встречался, в т. ч., с представителями научного и культурного российско-итальянского сообщества, в частности, работающих по космически проектам. Напомним, в Италии (по состоянию на дату подготовки данного материала) семь космонавтов. Первый итальянский космонавт Франко Эджедио Малерба летал в космос однократно на МТКК «Атлантис» (по программе «Space Shuttle») 31.07.1992–08.08.1992, как и второй космонавт Маурицио Кели — на МТКК «Колумбия» 22.02.1996–09.03.1996. Дважды побывал в космосе третий итальянский космонавт Умберто Гуидони: на МТКК «Колумбия» 22.02.1996–09.03.1996 и МТКК «Индевор» 19.04.2001–01.05.2001, и по три раза — четвертый и пятый итальянские космонавты: Роберто Виттори («Союз ТМ-34» — «МКС» — «Союз ТМ-33» 25.04.2002–05.05.2002, «Союз ТМА-6» — «МКС-11» — «Союз ТМА-5» 15.04.2005–24.04.2005, МТКК «Индевор» — «МКС» 16.05.2011–01.06.2011) и Паоло Анджело Не-

сполі (МТКК «Дискавери» 23.10.2007–07.11.2007, «Союз ТМА-20» — «МКС-26» — «МКС-27» 15.12.2010–24.05.2011, «Союз МС-05» — «МКС-52» — «МКС-53» 28.07.2017–14.12.2017). Но в открытый космос выходили только шестой и седьмой итальянские космонавты: шесть раз (в сумме 33 часа 09 минут) Лука Сальво Пармитано (два полета: «Союз ТМА-09М» — «МКС-36/37» 28.05.2013–11.11.2013, и «Союз МС-13» — «МКС-60/61» 20.07.2019–06.02.2020) и два раза (в сумме 07 часов 05 минут) первая итальянская женщина-космонавт Саманта Кристофоретти (два полета: «Союз ТМА-15М» — «МКС-42/43» 23.11.2014–11.06.2015, и «Dragon 2 Freedom Space X Crew-4» — «МКС-67/68» 27.04.2022–14.10.2022). В рамках МВТФ «АРМИЯ-2023» Советом ветеранов РАН была организована и проведена научная сессия, посвященная роли антифашистских партизанских отрядов с участием советских граждан в Великой Отечественной войне. Организовал и провел научную сессию на МВТФ «АРМИЯ-2023» автор публикации.

Литература

[1] Челышев Е.П. Поклонимся Великим тем годам. *Русское зарубежье*, 2005, № 1–2, с. 6–13.

[2] Челышев Е.П. О фундаментальной науке и высшей школе. *Пространство и время*, 2012, № 4 (10), с. 12–17.

[3] Челышев Е.П. Бородинское поле. Времен связующая нить. *Вестник Российской академии наук*, 2005, т. 75, № 5, с. 401–407.

[4] Челышев Е.П. Государственный гимн как феномен государственной символики: к вопросу о русской национальной идее. *Пространство и Время*, 2012, № 3 (9), с. 146–151.

[5] Челышев Е.П. От солдата — до генерала армии: к 85-летию со дня рождения кандидата исторических наук, доктора военных наук, академика РАЕН генерала армии Владимира Николаевича Лобова. *Клио*, 2020, № 7 (163), с. 189–191.

[6] Челышев Е.П. Евразия: проблемы восточно-западного синтеза в русской культурной традиции и наследие евразийцев. *Пространство и время*, 2010, № 2 (2), с. 8–16.

УДК 727.9

К 100-летию создания «Общества изучения межпланетных сообщений»

Марусев Александр Сергеевич[1] marusev_al@mail.ru
Лужная Зоряна Игоревна[2]

[1] *Общероссийская общественная организация «Ассоциация музеев космонавтики России»*

[2] *ГБОУ СОШ № 525 им. дважды Героя Советского Союза Г.М. Гречко, Московского р-на Санкт-Петербурга*

В этом году исполняется 100 лет «Обществу изучения межпланетных сообщений». Общество стало первой в мире общественной организацией, поставившей своею целью осуществление полета за пределы Земли. Его душой и вдохновителем был Фридрих Артурович Цандер. Огромную роль в создании общества сыграл Владимир Петрович Ветчинкин. В качестве почетного члена общества был избран К.Э. Циолковский.

Ключевые слова: *общество изучения межпланетных сообщений, Фридрих Артурович Цандер, Владимир Петрович Ветчинкин, Яков Иссидорович Перельман, Константин Эдуардович Циолковский, обсерватория Трындина, история космонавтики, Морис Гавриилович Лейтейзен, ракетоплан, Академия воздушного флота*

Напечатанный в ведущем литературном журнале «Красная новь» в 1922–1923 гг. роман Алексея Толстого «Аэлита» буквально взорвал советское общество. В стране едва закончилась Гражданская война. С фронтов в мирную жизнь возвращались бойцы Красной армии, которые стремились свою волю, руки и сердце приложить к строительству нового мира. Они нуждались в новом слове, новых идеях, небывалых делах, и роман А. Толстого раскрывал пространство для самых смелых грез и фантазий. «Аэлита» на страницах «Красной нови» прозвучала как некое программное произведение, задающее не только некий вектор советской литературе, но еще и вектор действия для молодого социалистического государства. Повесть начиналось с появления в 192... году на одной из улиц Петрограда объявления, в котором желающие приглашались лететь на Марс. На самом деле в мае 1924 года на улицах Москвы появились афиши, на которой крупными буквами было написано межпланетные путешествия. В качестве организаторов лекции-встречи 30 мая 2024 г. в Политехническом музее выступили слушатели Академии военно-воздушного флота им. Н.Е. Жуковского: М.Г. Лейтейзен, В.П. Каперский и М.А. Резунов. В качестве докладчика был приглашен один из авторов плана ГОЭЛРО, представитель Коллегии Научно-технического отдела ВСНХ, член правления Московского дома ученых Михаил Яковлевич Лапиров-Скобло. Данное событие было резонансным и считается точкой отсчета рождения «Общества изучения межпланетных сообщений». (Изначально организаторы хотели, чтобы в Политехническом музее с докладом о межпланетных путешествиях выступил К.Э. Циолковский, но он ответил, что «Насчет поездки и лекции

сейчас обещать ничего не могу. Будь я молод и здоров, счел бы долгом немедленно исполнить ваше желание»).

Большой зал Политехнического музея не смог вместить всех желающих. Билеты были раскуплены заранее, а чтобы удержать ломившуюся в зал публику, администрации музея пришлось вызвать наряд милиции, в своей лекции М.Я. Лапиров-Скобло рассказал о том, как видели полеты на другие планеты писатели-фантасты; о Н.И. Кибальчиче, который находясь в застенках Петропавловской крепости, создал проект летательного аппарата на реактивной тяге; о работах К.Э. Циолковского в области реактивного движения; об опытах Г. Оберта и Р. Годдарта в области ракетостроения и о проекте межпланетного корабля Ф.А. Цандера. Закончил свою лекцию М.Я. Лапиров-Скобло призывом изучать реактивное движение и создавать реактивные двигатели. «Решив эту задачу, мы сможем мечту о полетах в космос превратить в действительность», – сказал он.

После лекции было объявлено о создании «Общество изучения межпланетных сообщений» (ОИМП), в которое тут же записалось около 200 желающих.

В Москве начала 20-х годов было несколько мест, где собирались энтузиасты, увлеченные космосом. Одним из таких мест была обсерватория Московского отдела народного образования, которая находилась на улице Большая Лубянка, 13. До революции здесь размещался магазин Трындиных, где продавались оптические и геодезические приборы. (Старообрядцы Трындины были первыми русскими оптиками, наладившими в конце XVIII века производство в России физических и оптических приборов. В магазине, который они открыли на Большой Лубянке, продавались небольшие телескопы, изготовленные в мастерской фирмы, а также телескопы зарубежных марок. В устроенной на крыше магазина обсерватории проводилась демонстрация и наладка, продаваемых в магазине астрономических приборов. Там же был установлен 6-дюймовый телескоп Рейнфельдера, вращавшийся с помощью часового механизма. Обсерватория Трындиных была оборудована под руководством директора обсерватории Московского университета В.К. Цераского и при непосредственном участии П.К. Штернберга. При обсерватории был кабинет для чтения, где можно было ознакомиться с журналами по астрономии и музей, в котором были собраны разные физические и астрономические приборы, представлявшие исторический интерес. За один рубль обсерваторию мог посетить любой желающий. Перед наблюдениями в отдельной учебной аудитории посетителям рассказывали о небесных телах и демонстрировались фотографии Луны, Солнца, метеоров и комет, Туманности Ориона. Учащиеся всех учебных заведений могли раз в неделю посещать обсерваторию бесплатно. В 1909 г. Трындины передали обсерваторию в пользование Московскому обществу любителей астрономии. После революции помещение магазина была национализировано и там разместилась столовая и клуб ВЧК, а обсерваторию в ноябре 1919 г. передали Московскому отделу народного просвещения. Вскоре ее директором стал настоящий подвижник и энту-

зиаст, член Московского общества любителей астрономии Анатолий Константинович Беляев.

В 1923 г. в обсерватории на Лубянке появился Фридрих Цандер. На тот момент ему уже было 36 лет и с директором обсерватории Беляевым они были почти одногодки. В конце 1921 в начале 1922 года в Москве в Доме Союзов прошла Первая Губернская Конференция Изобретателей, на которой Фридрих Цандер представил свой авиационный «взрывчатый мотор сгорания» (реактивный двигатель). Проект двигателя получил положительные оценки, что подвигло Фридриха Артуровича серьезно взяться за давно вынашиваемый им проект межпланетного корабля-аэроплана, который он собрался представить на следующей Конференции Изобретателей. На заводе «Мотор», где он тогда работал, ему пошли навстречу и позволили уйти в длительный отпуск за свой счет, и Ф. Цандер полностью погрузился в работу лишь изредка покидая комнату, в которой проживал. Сам Фридрих Артурович вспоминал, что в этот год он впал в крайнюю нужду, продал астрономическую трубу, серьезную финансовую поддержку ему оказали рабочие завода «Мотор». Задача, которую Фридрих Цандер поставил пере собой, потребовала от него выхода на качественно новый уровень, осмысления и синтеза всех его идей и задумок. По замыслу конструктора, подъем в плотных слоях атмосферы предполагалась осуществлять посредством поршневых двигателей, добравшись до разреженных слоев атмосферы аэроплан избавлялся от крыльев и дальше двигался как ракета, а в космическом пространстве космический корабль должен был лететь за счет солнечного паруса, из космоса он спускался снова как аэроплан, но уже меньшего размера. В начале 1923 г. Фридрих Цандер подвел итог своих трудов, написав работу «Описание межпланетного корабля системы Ф.А. Цандера, инженера-технолога» и выступил с ним перед коллективом Госавиазавода № 4 имени М.В. Фрунзе, а в мае того ж года на Коллегии Научно-техническом отдела ВСНХ, одним из членов которого был Владимир Петрович Ветчинкин.

В.П. Ветчинкин был еще одним ярким энтузиастом, размышлявшим на тему межпланетных путешествий. Ему, как и Фридриху Цандеру было 36 лет. Он считался любимым учеником Н.Е. Жуковского, был профессором Академии Воздушного Флота им. Жуковского. Летом 1923 г. Академия въехала в здание Петровского дворца, которое находилось возле Центрального аэродрома им. Л.Д. Троцкого (Ходынское поле).

В конце 1922 года состоялось переучреждение на новых принципах бывшей Российской империи. Было объявлено о появлении на Земле государства нового типа — Советского Союза с планетарными и даже вселенскими амбициями, которое намерено двигаться в новую эпоху человечества. Правительство нового государства видело за авиацией большое будущее и не жалело сил и средств на создание первоклассной авиационной отрасли. В марте 1923 года в Москве было учреждено Общество друзей воздушного флота, в Совет которого вошли В.А. Антонов-Овсеенко, Ф.Э. Дзержинский, Л.Б. Красин,

А.Е. Луначарский, М.В. Фрунзе, С.А. Чаплыгин и др. 26 апреля 1923 г. прошло объединенное заседание руководства ОДВФ и делегатов XII съезда РКП(б). Предполагалось, что Общество сможет мобилизовать на решение задачи строительство военного и гражданского флота страны широкие слои населения страны, и в первую очередь, молодежь, которая займется авиамоделизмом, планерным спортом, подготовкой летных кадров и т. д. С ноября 1923 года в стране начал выходить журнал ОДВФ «Самолет», предназначенный стать рупором авианизации страны.

Вокруг аэродрома Ходынского поля формировался настоящий инновационный авиакластер, в который кроме самого аэродрома входил завод ГАЗ № 1 (государственный авиастроительный завод); цеха авиационных конструкторских бюро; Высшая школа Красных военных летчиков, где проходило обучение пилотов высшему пилотажу; также в планах было создание аэромузея, на базе которого должно было проходить авиапросвещение советских граждан. А перед самой Академией Воздушного Флота им. Н.Е. Жуковского, которая разместилась в Петровском дворце была поставлена задача подготовки авиаинженеров широкого профиля для создания полного цикла отечественного самолетостроения и авиационного моторостроения. Для этого при Академии было создано Военно-научное общество со следующими секциями: авиационная, планерная, тактическая, аэрофотосьемки и воздухоплавательная. На базе мастерских Академии курсанты начали строить планеры и авиетки, которые уже осенью 1923 г. отбыли в Коктебель на первый слет планеристов.

Буквально за год на северо-западе Москвы оформился центр притяжения инженерной авиационной мысли и энтузиастов от авиации. Естественно, что между этим центром и обсерваторией МОНО на Лубянке, 13 скоро установилась прямая связь и 23 декабря 1923 г. на собрание Московского общества любителей астрономии с докладом «Теоретический расчет межпланетного путешествия» пришел профессор Академии Воздушного Флота В.П. Ветчинкин. (Ветчинкин первым в мире разработал теорию межпланетных перелетов, основанную на эллиптических орбитах. По его словам, тема реактивного полета в межпланетном пространстве занимала его с 1921 года). Вслед за ним 20 января 1924 года с докладом «О конструкции межпланетного корабля и о перелетах на другие планеты» в обсерватории МОНО на заседании Московского общества любителей астрономии выступил Ф.А. Цандер. Свой доклад он закончил предложением создать Общество изучения межпланетных сообщений. 24 февраля 1924 г. в обсерватории вновь делает доклад В.П. Ветчинкин, на котором он на примере аэролитов рассказывает какие проблемы ожидают межпланетный корабль во время его вхождения в атмосферу планеты. Следующее сообщение в апреле 1924 г. Ф.А. Цандер сделал в Военно-научном обществе Академии Воздушного Флота. Его доклад нашел отклик у слушателей Академии и по его итогам было решено создать при ВНО Академии Воздушного Флота секцию Межпланетных сообщений, которая должна была заняться изучением реактивного движения и созданием реактивного

двигателя. Также было решено, что профессор Ветчинкин и инженер Цандер прочтут для организовавшейся секции ряд докладов.

Секретарем формирующейся Секции был избран слушатель Академии Морис Гавриилович Лейтейзен. (Он был старшим сыном старого большевика и соратника В.И. Ленина Г.Д. Лейтейзен-Линдова. Сам Морис Гаврилович Лейтейзен являлся членом РСДРП(б) с 1917 г., принимал участие в октябрьских событиях 1917 г. в Москве. С 1918 г. и до поступления в Академию Воздушного Флота в 1923 г. работал на дипломатических должностях в Наркомате иностранных дел. Принимал участие в установлении советской власти в 1919 г. в Хиве и Бухаре). В письме, которое он отослал К.Э. Циолковскому говорилось, что «в настоящий момент Секция Межпланетных сообщений насчитывает 25 человек, из которых 23 слушатели Академии» (По всей вероятности, два человека — это были Ветчинкин и Цандер. Еще трое слушатели Академии: сам М.Г. Лейтейзен, В.П. Каперский и М. А. Резунов. Об остальных двух десятках мы сказать ничего не можем). Также Лейтейзен от имени членов Секции просил К.Э. Циолковского принять ее научное руководство и сообщал, что они будут регулярно высылать ученому отчеты о проведенной работе. Со своей стороны, Константин Эдуардович с радостью откликнулся на возникновение Секции и между ними началась активная переписка. Циолковский выслал для Секции ряд своих книг. Писал, что у него готовы ряд новых работ о ракетах. Предлагал устроить публичные чтения избранных мест из его книги «Вне Земли».

15 апреля в главной газете страны «Правде» за подписью профессора Михаила Яковлевича Лапирова-Скобло вышла статья «Путешествия в межпланетные пространства», в которой в частности сообщалось о создании в Академии Воздушного флота секции Межпланетных сообщений. Михаил Яковлевич в «Правде» отвечал за науку, внимательно следил за созданием авиационного кластера вокруг Ходынки, а с профессором Ветчинкиным они были знакомы еще 1920 г. по работе Научно-технического отдела ВСНХ.

Еще одним знаковым событием была встреча участников Секции с идеологом Пролеткульта, ученым и писателем-фантастом Александром Богдановым. (Его фантастический роман «Красная звезда» пользовался большой популярностью и выдержал уже не одно издание). Богданов высказал сомнение, что реактивный двигатель в принципе способен достичь 2-й космическую скорость. По его мнению, думать о межпланетных путешествиях преждевременно, пока не будут созданы принципиально новые двигатели на ядерном топливе. По его словам, он сам производил необходимые вычисления и пришел к выводу, что никакое вещество дать необходимую энергию не способно и источником энергии может быть только распад атомов.

В ответ на рассказ Лейтейзена о встрече с Александром Богдановым, Циолковский написал, что его выводы о бесперспективности реактивного двигателя для преодоления земного тяготения не верны, а «в среде, свободной от тяжести», скорость будет расти непрерывно.

Если идея привлечь в создаваемое Общество А.А. Богданова успехом не увенчалась, то Яков Исидорович Перельман, к работам которого межпланетчики относились с большим уважением, с готовностью согласился.

У всех на глазах шло становление «Общества Друзей Воздушного Флота», плакатным лозунгом которого были строки «Трудовой народ, строй воздушный флот!», где все общество призывалось в помощники и акционеры строительства авиации страны. Ф.А. Цандер считал, что если им удастся подключить энергию и творчество масс к решению задачи межпланетных перелетов, то они смогут сделать важнейший шаг от теории к практике. Лекция 30 мая 1924 г. в Политехническом музее, на которой состоялась запись в «Общество изучений межпланетных сообщений» давала свободу и легитимацию действовать дальше, поскольку создание Общества представлялось запросом граждан и живым творчеством масс.

Первое рабочее собрание «Общества изучения межпланетных сообщений» состоялось 20 июня 1924 г. в обсерватории Трындиных. На собрание подошли практически все записавшиеся (ок. 200 человек). Вместе с Военно-научным обществом Академии Воздушного Флота учредителем «Общества изучения межпланетных сообщений» выступило также Московское общество любителей астрономии. В состав Общества вошли члены МОЛА В.С. Бердичевская, В.Л. Гинзбург, В.Л. Пульвер, М.Ф. Федоров и мн. др. Также в Общество вошел директор обсерватории МОНА А.К. Беляев и его помощница Н.В. Сысоева. Собрание вели курсанты Академии Воздушного Флота М.Г. Лейтейзен, В.П. Каперский и М.А. Резунов. На собрании был принят Устав Общества, в первом пункте которого говорилось: «Задачей Общества изучения межпланетных сообщений является работа по осуществлению заатмосферных полетов с помощью реактивных аппаратов и других научно обоснованных средств». В правление ОИМПа были избраны Ф.А. Цандер, М.Г. Лейтейзен, В.П. Каперский, М.А. Резунов, В.И. Чернов, М.Г. Серебренников и Г.М. Крамаров. Председателем ОИМПа избрали Григория Моисеевича Крамарова. Хотя ему было примерно столько же лет, сколько Ветчинкину, Цандеру, Лапирову-Скопло, Беляеву, но он был участником всех трех русских революций, членом РСДРП(б) с 1907 г., прошел аресты, заключение, побеги, жизнь на нелегальном положении, эмиграцию, в 1917 г. был членом ВЦИК, работал в Коминтерне, увлекался литературой, в том числе и научной фантастикой и, как все настоящие революционеры, грезил мировой революцией. Крамаров давно посещал обсерваторию и дружил с ее директором Беляевым. Почетными членами Общества были избраны Ф.Э. Дзержинский, К.Э. Циолковский и Я.И. Перельман. Что касается Ф.Э. Дзержинского, то все знали его, как романтика революции, который торопиться жить и рвется вперед в будущее. Его первой партийной кличкой было «Астроном», а став главой ВЧК он позаботился о сохранении обсерватории Трындина и передал ее в целости для нужд народного просвещения. Лапиров-Скобло пересекался с Ф.Э. Дзержинским по плану ГОЭЛРО и по работе в ВСНХ.

Временной штаб-квартирой ОИМС стала обсерватория Трындина, где постоянно дежурил кто-то из членов правления. Заодно они помогали работе обсерватории. Свидетели вспоминали, как Ф.А. Цандер проводил занятия с посетителями обсерватории, которые заканчивались рассказами им о перелетах на другие планеты. Цандер верил в обитаемость Марса и в то, что контакт с иной цивилизацией безмерно обогатит землян и откроет Человечеству новые возможности. В анкете изобретателя, которую он заполнил для Ассоциации изобретателей в 1921 г., Цандер писал: «Важнейшими и первоочередными задачами считаю перелеты на другие планеты для перенятие культуры со звездных миров, по удлинению жизни, по поднятию культуры и объединению всего человечества, по исследованию погоды и ее регуляции и по транспортным средствам».

23 июня 1924 г. в обсерватории собралось заседание правления, на котором было решено создать три секции Общества. Первая секция была научно-исследовательская (реактивная) в составе А.Ф. Цандера, М.Г. Лейтейзена и М.А. Резунова (ее члены должны были заниматься вопросами теории межпланетных полетов, техническими разработками, собиранием сведений о тех, кто ведет исследованиях в данной области в СССР и об исследованиях, ведущихся в данной области за границей, возможном военном применении ракет); вторая — научно-популярная в составе М.Г. Серебренникова и Г.М. Крамарова (в обязанность ее членов входила организация докладов и лекций на предприятиях, в учреждениях, учебных заведениях, организация выставок, создание библиотек, выпуск популярной и научной литературы, как оригинальной, так и переводной, распространение среди широких масс правильных сведений о современном состоянии исследований, связанных с межпланетными сообщениями); третья — литературная в составе В.П. Каперского и В.И. Чернов (она должна была заниматься изданием журнала Общества и разработкой сценария кинофильма о межпланетных полетах, рецензированием рукописей писателей-фантастов). В обсерватории открывался книжный киоск Общества».

Через несколько дней 25 июня в газете «Вечерняя Москва» было напечатано сообщение, что в обсерватории Трындина состоялось организационное собрание Общества по изучению межпланетных сообщений. В статье подчеркивалось, что новое Общество будет в своей деятельности придерживаться строго научной позиции, а его исследовательская работа будет связана с потребностями масс. Еще через несколько дней 7 июля в тех же «Вечерних известиях» появилось развернутое и уточненное сообщение, в котором сообщалось, что был принят Устав Общества, в качестве председателя избран Крамаров, а почетным членом Общества К.Э. Циолковский. В статье подчеркивалось, что развитие реактивного двигателя переходит на качественно новый этап, который проложит дорогу к заатмосферным полетам, а также найдет приложение в других областях техники.

Параллельно шло дальнейшее формирование Общества. 30 июня 1924 г. правление Общества обсудило план лекций, представленный руководителем

научно-популярной секции М.Г. Серебренниковым. Среди озвученных тем были: «Ракета, ее устройство, производство и военное применение», «Сравнение двигателей парового, внутреннего сгорания, реактивного», «Летание на больших высотах», «Атом и его энергия», «Радиоактивные вещества», «Описательная и теоретическая астрономия», «Небесная механика», «Аэродинамика».

15 июля 1924 г. состоялось первое заседание главной секции — научно-исследовательской. Ее руководитель Ф.А. Цандер заявил, что секция намерена организовать лабораторию, где начнется испытание различного горючего и моделей ракет для исследования высших слоев атмосферы. Кроме этого при секции для желающих будет организован кружок для углубленного изучения теории реактивного движения и межпланетных сообщений. Также Цандер сообщил, что правление Общества приняло решение объявить всероссийский конкурс на расчет небольшой ракеты с дальностью полета на 100 километров.

1924 год был годом необычным. На него приходилось великое противостояние Марса. Снова все говорили о каналах на Марсе, о марсианах, о принятии радиосигналов с «красной планеты». В течение полугода с февраля 1924 г. в советской прессе шла беспрецедентная рекламная компания фильма «Аэлита», съемки которого шли на киностудии «Межрабпом-Русь». Накануне великого противостояния Марса 7 августа 1924 г. «Общество исследования межпланетных сообщений» провело в обсерватории Трындина общее собрание, на котором заслушало доклад М.Ф. Федорова «Противостояние Марса». В сам день противостояния обсерватория работала до рассвета и . через нее прошло около 500 человек.

24 сентября 1924 г. в обсерватории состоялся доклад В.С. Бердичевской «Космогонистические гипотезы».

Резонансным событием стал диспут «Полет на другие миры», который 1 октября 1924 г. в большой аудитории Физического института Первого МГУ провели Ф.А. Цандер и приехавший из Ленинграда член Общества мироведения В.В. Шаронов. Толпу желающих прорваться в зал сдерживали конные милиционеры и контролеры. В своей части диспута Ф.А. Цандер рассказал слушателям о спроектированном им космическом корабле-аэроплане, который сможет преодолеть космическое пространство между планетами, об идее межпланетных станций, где космические корабли смогут подготовиться к дальнейшему полету, о реактивном двигателе и солнечном парусе. Что касается В.В. Шаронова, то его сообщение называлось: «Правда о посылке снаряда проф. Годдарда на Луну» и касалось оно разрекламированного на Западе заявления американского инженера Роберта Годдарда о запуске ракеты его конструкции 4 июня 1924 г. на Луну.

Известно письмо К.Э. Циолковского, которое он направил Я.И. Перельману в связи с данным заявлением Годдарта. Циолковский пишет, что ракета американца крайне примитивна и конечно же ни до какой Луны долететь не

может. По мнению ученого, шумиха, касающаяся отправки ракеты Годдарда на Луну, это только рекламная акция, которая вводит людей в заблуждение и «полет на Луну, хотя и без людей, пока еще технически неосуществим». «Задача достижения Луны трудна даже в теории. Считаю долгом — заранее об этом высказаться», — писал К.Э. Циолковский и просил Я.И. Перельмана довести свою точку зрения до общественности. Одновременно он беспокоился о том, чтобы его слова не стали помехой для энтузиастов в России. Следует сказать, что его опасения были не беспочвенны. Так 13 июня 1924 г. в газете «Известия» появилась статья «Пресловутая ракета» об отправки ракеты Годдарда на Луну. Кроме критики американца, анонимный автор прошелся и по «отечественным Сирано де Бержераками». Член правления ОИМС В.И. Чернов подготовил ответную статью, в которой сообщал, о создании в Москве «Общества изучения межпланетных сообщений», где русские изобретатели и ученые, вооружившись современными знаниями науки и техники пытаются осуществить «заветную мечту человечества». В частности, в статье говорилось о проекте ракетоплана Ф.А. Цандера. К сожалению, добиться опубликования этой статьи «межпланетчикам» не удалось. (Сам В.И. Чернов был из семьи музыкантов. После музыкального училища в Харькове, учился музыке в Париже, где кроме музыкальных занятий стал посещать обсерваторию популярного тогда астронома Камиля Фламмариона, автора книги «Жители небесных миров с точки зрения строго научной, философской и фантастической». Вернувшись в Москву В.И. Чернов одновременно поступил в консерваторию и на астрономическое отделение физико-математического факультета университета, стал членом Московскому обществу любителей астрономии).

Диспут в университете вызвал такой интерес, что еще дважды — 4 и 5 октября желающие принять участие в дискуссии собирались в одной из аудиторий МГУ.

Следующим событием стали доклады В.П. Ветчинкина и В.И. Чернова в Большой аудитории Политехнического музея 31 октября и 2 ноября 1924 г. На первый доклад собрались члены правления ОИМС и его рядовые члены, а для участия в прениях были приглашены председатель Московского общества любителей астрономии проф. А.А. Михайлов, представитель «Добролета» инженер Х.И. Славернов, летчик-наблюдатель С.И. Покровский, военлетчик К.И. Трунов. В своем докладе Ветчинкин изложил соображения о необходимом количестве энергии и времени для удаления от Земли и достижения Луны и других планет, об энергетических качествах современных горючих и взрывчатых веществ, а также о различных способах взлета и спуска на Землю. После лекции Ветчинкина с информационным докладом выступил В.И. Чернов. Он сообщил, что Общество приступает к разработке технических требований к Всесоюзному конкурсу на создание ракеты для исследования верхних слоев атмосферы.

Также статья В.И. Чернова о деятельности Общества появилась в № 8 журнала «Искра» за 1924 г. Информационная статья о создании Общества

межпланетных сообщений с фотографией Каперскго, Резунова и Лейтейзена появилась в июльском 12-ом номере журнала «Техника и жизнь», а в № 13 журнала «Техника и жизнь» за 1924 г. — статья Ф.А. Цандера «Перелеты на другие планеты», в которой он излагал основные идеи проекта своего корабля-аэроплана, говорил о значении прямоточных реактивных двигателей и солнечных парусов. Одновременно Обществу так и не удалось выпустить собственный журнал «Ракета», несмотря на то, что был готов его первый номер со статьями К.Э. Циолковского, Ф.А. Цандера, В.А. Ветчинкина и М.А. Резунова и художественным оформлением члена ОИМС Можаровского. Журнальная статья М.А. Резунова «Мечта человечества» была проникнута бескрайним оптимизмом и верой в человеческий гений.

В 1924 г. Цандер подал в Комитет по изобретениям авторскую заявку на самолет-ракету, но проект сочли фантастическим, и он получил отказ. Не удалось также официально утвердить в Академии Воздушного Флота Секцию межпланетных сообщений. Если с популяризацией в обществе ракетной темы все шло не плохо, были сделаны доклады на авиазаводе, в клубе Высшего технического училища им. Баумана (МВТУ), в Астрономическом институте им. Штернберга и т. д., то производственной базы Обществу создать так и не удалось.

В 1924–1925 гг. Ф.А. Цандер выступал с лекциями о своем космическом корабле и межпланетных путешествиях в Обществе мироведения в Ленинграде, в Рязани, Туле, Харькове, с лекционным туром проехал по волжским городам Н. Новгороду, Самаре, Саратову, Астрахани. Побывал в Киеве, Ростове, Киржаче, Владикавказе, Баку, Тифлисе.

Причина, по которой Общество изучения межпланетных сообщений прекратило свою работу до конца не известна. Председатель общества Крамаров в своей книге пишет, что оно «было закрыто не в меру ретивыми администраторами». Возможно, на активность Общества также повлияло отсутствие Ф.А. Цандера из-за его поездок по другим городам. Без его энергетики и фанатичной веры в дело межпланетных сообщений, другим членам Общества не просто было поддерживать взятую изначально планку активности. За те месяцы, которые Общество просуществовало оно, к сожалению, так и не смогло найти ту поддержку в органах власти, на которую изначально был расчет и энтузиазм начал постепенно таять. Похоже не увенчались успехом переговоры в Пролеткино. Наброски сценариев на тему межпланетных путешествий, написанные М.А. Резуновым и Г.М. Крамаровым так и остались в бумагах Общества.

Но что действительно получилось — это то, что прежде отдельные энтузиасты, мечтавшие об освоении иных миров, благодаря Обществу смогли найти друг друга и начать действовать. Качественно новым был переход от теории к практике.

Если в Москве деятельность ОИМС в 1925 г. угасла, то Ленинград напротив сделался следующим центром космической активности. Новой точкой

сборки стало Общество мироведения, руководимое Н.А. Рыниным и Я.И. Перельманом. С выступлениями в Общество мироведения в Ленинград приезжали В.П. Ветчинкин и Ф.А. Цандер. Но главное, что не удалось сделать в Москве и удалось сделать в Ленинграде — это создать в конце 20-х гг. гг. научно-технический кружок студентов-авиастроителей при Политехническом институте им. М.И. Калинина, где шло изучение принципов реактивного движения и была начата постройка ракетоплана. В 1930 г. Авиастроительный факультет был переведен в Москву, и позже его лены влились в ГИРД. В свою очередь, Ф.А. Цандера не покидала идея возрождения Межпланетного общества на базе МОЛА и Трындинскй обсерватории.

Сегодня Трындинской обсерватории нет. Она была разорена в 1992 г., а до этого времени долгие годы служила базой МПГУ. В год 100-летия Общества изучения межпланетных сообщений необходимо поднять вопрос об установлении памятной доски на этом историческом здании.

Судьба членов Общества сложилась по-разному. Б.П. Лейтейзен продолжил заниматься разработкой реактивных двигателей. Вел активную переписку с К.Э. Циолковским, возглавляя научную группу ЦАГИ. Жизнь его оборвалась в апреле 1939 г. на подмосковном полигоне НКВД Бутово-Коммунарка. Похожая участь постигла М.Я. Лапиров-Скобло. 28 октября 1937 года он был арестован, осужден Военной коллегий Верховного суда СССР11 июля 1941 года на срок 15 лет исправительно-трудовых лагерей. Скончался в заключении в 1947 году. В.И. Чернов полностью отдал себя музыке. В 30-х гг. был дирижером Большого театра. Г.М. Можаровский, который нарисовал знак Общества и оформил первый номер «Ракеты» прожил долгую насыщенную жизнь. По окончании Академии Воздушного флота им. Н.Е. Жуковского. Работал на авиазаводе, в ЦАГИя, был главным конструктором КБ-2 Завда32 НКОП, руководил проектом Анти-ФАУ и т. д. М.Г. Серебрянников стал видным математиком, разрабатывавшим тему колебаний и вибрации. В.П. Каперский стал военным инженером. В годы ВОВ был удостоен Ордена Красного знамени, Ордена Красный Звезды и Ордена Ленина. М.А. Резунов стал профессором, главным конструктором КИБ ВООМП.

Литература

[1] Голованов Я.К. *Марсианин*. Москва, Молодая гвардия, 1985.

[2] Морозова С.Г., Трындин Е.Н. Фирма Трындиных в истории российской астрономии. *Историко-астрономические исследования*, Москва, Наука, 2007, вып. XXXII.

[3] Крамаров Г.М. Первое в мире общество космонавтики. 1924 г. Москва, Знание, 1962.

[4] Крамаров Г.М. *На заре космонавтики*. Москва, Знание, 1965.

[5] Корнеев Л.К. Энтузиаст межпланетных полетов Ф.А. Цандер (1887–1933). Москва, Знание, 1961.

[6] Арлазоров М.С. *Циолковский*. Москва, Молодая гвардия, 1963.

[7] Перельман Я.И. *Межпланетные путешествия*. Москва-Ленинград, ОНТИ, 1935.

[8] Рынин Н.А. Межпланетные сообщения: астронавигация, летопись и библиография. Ленинград, Академия наук СССР, 1932.

[9] Зильманович Д.Я. Против искажения фактов и распространения вымыслов. *Вопросы истории КПСС*, 1965, № 6, с. 99–103. URL: https://epizodsspace.airbase.ru/bibl/vopr-istor-kpss/1965/6/protiv.html (дата обращения 15.11.2023).

[10] Салахутдинов Г.М. *Фридрих Артурович Цандер. (К 100-летию со дня рождения)*. Москва, Знание, 1987. URL: https://epizodsspace.airbase.ru/bibl/znan/1987/3/3-tsander.html (дата обращения 15.11.2023).

УДК 930.24

Историко-документальная интернет-выставка «Я хочу лететь в космос» к 90-летию со дня рождения Виктора Ивановича Пацаева

Аксенова Елена Николаевна e.aksenova@mail.rgantd.ru

Российский государственный архив научно-технической документации

В статье представлена историко-документальная интернет-выставка «Я хочу лететь в космос», созданная Российским государственным архивом научно-технической документации при содействии Общероссийской общественной организации «Ассоциация музеев космонавтики России» (АМКОС) к 90-летию со дня рождения В.И. Пацаева, летчика-космонавта СССР, Героя Советского Союза. Рассмотрены основная идея, новизна и значимость выставочного проекта, рассказано о его создании, участниках, структуре и содержании, презентации, об экспонируемых архивных документах и музейных предметах.

Ключевые слова: *В.И. Пацаев, 90-летие со дня рождения, летчик-космонавт СССР, Герой Советского Союза (посмертно), первый астроном на орбите, ТПК «Союз-11», ДОС «Салют-1», НИС «Космонавт Виктор Пацаев», историко-документальная интернет-выставка, «Я хочу лететь в космос», историко-документальное наследие, историческая память, история пилотируемой космонавтики, Российский государственный архив научно-технической документации, Ассоциация музеев космонавтики России*

19 июня 2023 г. исполнилось 90 лет со дня рождения Виктора Ивановича Пацаева — летчика-космонавта СССР, Героя Советского Союза, члена экипажа транспортного пилотируемого космического корабля (ТПК) «Союз-11» и первой в мире пилотируемой орбитальной научной космической станции «Салют-1». В память об удивительном, по-настоящему талантливом человеке, стремившемся в космос, Российский государственный архив научно-технической документации (РГАНТД) при содействии Общероссийской общественной организации «Ассоциация музеев космонавтики России» (АМКОС) в лице исполнительного директора А.С. Марусева создал уникальную историко-документальную интернет-выставку «Я хочу лететь в космос» [1].

Презентация выставочного проекта, курируемого заместителем начальника отдела использования и информационно-поисковых систем РГАНТД Е.Н. Аксеновой, состоялась 25 ноября 2023 г. в Общественном музее Морского Космического флота ГБУК г. Москвы «ОКЦ СЗАО» при организационной поддержке директора музея Е.Б. Митроповой и председателя Совета Клуба совета ветеранов МКФ, Заслуженного испытателя космической техники, полковника, канд. воен. наук, профессора Академии военных наук Российской Федерации В.В. Митропова. Дата проведения совместного с музеем мероприятия была приурочена к 45-летию научной карьеры научно-исследовательского судна (НИС) «Космонавт Виктор Пацаев», единственно-

го сохранившегося в мире судна космической связи в г. Калининграде (24 ноября 1978 г. на корабле был поднят вымпел АН СССР).

Во время презентации было зачитано письмо от имени дочери космонавта С.В. Пацаевой со словами приветствия и благодарности за сохранение памяти об ее отце и создание уникальной выставки в честь 90-летия со дня его рождения. Насыщенная встреча с участием членов Клуба ветеранов МКФ, командиров-начальников и членов экспедиций научно-исследовательских судов «9-го Отдельного морского Командно-измерительного комплекса» (9 ОМ КИК) Минобороны СССР, более известного, как «Служба Космических исследований Отдела морских экспедиционных работ» (СКИ ОМЭР) АН СССР, партнеров и друзей РГАНТД широко освещалась в сети Интернет.

Историко-документальная интернет-выставка «Я хочу лететь в космос» объединила коллективы архивов, музеев и вуза, где Виктор Иванович Пацаев получил фундаментальное инженерное образование. В создании проекта приняли участие: Архив Российской академии наук, Общественный Музей МКФ ГБУК г. Москвы «ОКЦ СЗАО», Музей-заповедник «Музей Мирового океана», Калининградский областной историко-художественный музей, Долгопрудненский историко-художественный музей и Пензенский государственный университет (ПГУ), отметивший в 2023 г. свой 80-летний юбилей.

Впервые на одной интернет-площадке — официальном сайте РГАНТД (https://rgantd.ru/pacaev/) представлено свыше ста цифровых копий документов о В.И. Пацаеве, собранных фактически по крупицам из архивных и музейных фондов. Экспонируемые документы рассказывают о его личности, жизненном пути, интересах и увлечениях, выборе космической стези, предполетной подготовке и космическом полете, часть из них посвящена увековечиванию памяти о нем. Значимость выставочного проекта состоит в собирании, сохранении и популяризации историко-документального наследия о Викторе Ивановиче Пацаеве, внесшем неоценимый вклад в развитие пилотируемой космонавтики. История его жизни служит показательным примером лучших личностных и профессиональных качеств человека, необыкновенной целеустремленности и увлеченности своим делом.

Интернет-выставка состоит из нескольких разделов: «Детство и юность», «Студенческая жизнь», «На пути к звездам», «Салют» — «Союз-11» и «Память». В основе ее содержания лежат труды родных В.И. Пацаева: жены, кандидата физико-математических наук В.А. Пацаевой — составителя книги «Салют» на орбите» [2]; сестры Г.И. Пацаевой — автора повести о брате «Отвага исканий» [1].

В первом разделе «Детство и юность» рассказывается о довоенном, военном и послевоенном периодах жизни В.И. Пацаева. Будущий космонавт родился 19 июня 1933 г. в г. Актюбинске (в наст. время г. Актобе, Казахстан) в семье Ивана Пантелеевича и Марии Сергеевны Пацаевой. В историко-документальном проекте представлены редкие фотографии из его детства, его родителей в молодости (1930-е гг.) из Коллекции документов ПГУ.

Великая Отечественная война застала семью Пацаевых в Алге, рабочем поселке Актюбинской области Казахстана. Тяжелейшие военные годы были серьезным испытанием для Виктора Ивановича, его матери Марии Сергеевны и младшей сестры Галины Ивановны. Осенью 1941 г. семья потеряла отца: И.П. Пацаев добровольцем ушел на фронт в составе 312-й стрелковой дивизии и погиб в битве за Москву. В интернет-выставке экспонируется семейный фотоснимок из Коллекции документов ПГУ, на котором Виктор изображен вместе со своими родными и близкими родственниками Кольцовыми без отца (1942 г.).

Послевоенный период жизни новой большой и дружной семьи Пацаевых-Волковых в г. Нестерове Калининградской области отражен в фотодокументах из фондов Калининградского областного историко-художественного музея. В выставочном проекте представлены портреты В.И. Пацаева во время обучения в Нестеровской средней школе и в кругу одноклассников, фотоснимки дома, где жила его семья, и школы.

В данном разделе подробно описаны интересы и увлечения Виктора Ивановича, ярко раскрывшиеся на калининградской земле и оказавшие существенное влияние на выбор его профессионального пути, рассказано о роли родителей в воспитании в нем лучших личностных качеств.

Раздел «Студенческая жизнь», посвященный обучению В.И. Пацаева в Пензенском индустриальном институте (в наст. время — Пензенский государственный университет) в 1950–1955 гг., включает в основном материалы из документальной коллекции вуза и дополнен музейными предметами из фондов Музея-заповедника «Музей Мирового океана», Калининградского областного историко-художественного музея и Долгопрудненского историко-художественного музея.

Информация о поступлении Виктора Ивановича в Пензенский индустриальный институт на факультет точной механики и начале его обучения зафиксирована в заявлении на имя ректора, приказе о зачислении на первый курс и других документах. Он был одним из немногих студентов, кому представилась возможность получить глубокие знания в открывшемся на факультете новом и перспективном для того времени отделении — счетно-аналитических машин. В.И. Пацаева интересовала не только узкая специализация будущей профессии, но автоматика в целом. Он считал, что инженер должен обладать широким кругозором, разносторонними техническими интересами.

В институте Виктор Иванович зарекомендовал себя как серьезный, добросовестный, активный, инициативный, дисциплинированный, увлеченный научной и общественной деятельностью студент. Он выступал с докладами на научно-технических студенческих конференциях, регулярно публиковал очерки и статьи, на старших курсах отвечал за работу научного студенческого общества. Кроме этого, В.И. Пацаев участвовал в спортивных соревнованиях и помогал в их организации. О его активной научной и общественной деятель-

ности в студенческие годы свидетельствуют экспонируемые документы — выписка из приказа об объявлении ему благодарности от руководства института за участие в научной конференции, членский билет научного студенческого общества и фотодокументы. На фотоснимках зафиксированы фрагменты участия Виктора Ивановича в научном студенческом заседании вместе с будущими ректорами института и руководителем его дипломной научной работы, профессором Н.Е. Кобринским, в первомайской демонстрации. В разделе также представлены его портретные снимки и снимки среди студентов.

В интернет-выставке экспонируется одна из сохранившихся в фондах Долгопрудненского историко-художественного музея студенческих тетрадей В.И. Пацаева по предмету «Математические машины» с его собственноручными записями и рисунком русского богатыря.

Последние годы обучения Виктора Ивановича в Пензенском индустриальном институте отражены в таких документах, как: сведения о выпускниках факультета точной механики, его характеристика и студенческий билет. В 1955 г. он с отличием защитил дипломный проект по малоисследованной области техники на тему «Быстродействующий гармонический анализатор», что свидетельствовало о высоком качестве полученных знаний и общеинженерной подготовке в целом. В.И. Пацаев получил серьезное высшее техническое образование по специальности инженера-механика (специализация — «Приборы точной механики»).

Раздел «На пути к звездам», представленный в основном документами РГАНТД, посвящен его службе в отряде космонавтов Центрального конструкторского бюро экспериментального машиностроения (ЦКБЭМ) и его подготовке с 1968 г. к космическим полетам. В интернет-выставке также рассказано о первых профессиональных шагах Виктора Ивановича на инженерно-конструкторском поприще после окончания института.

Он несколько лет занимался конструированием, испытаниями приборов для метеорологических ракет и исследованиями верхних слоев атмосферы в Центральной аэрологической обсерватории (ЦАО) Гидрометслужбы СССР в г. Долгопрудном. С 1958 г. В.И. Пацаев работал в Особом конструкторском бюро № 1 (ОКБ-1) С.П. Королёва (в дальнейшем — ЦКБЭМ), где разрабатывал антенно-фидерные устройства для космических аппаратов и участвовал в создании всех основных изделий, включая аппаратуру автоматики для автоматических межпланетных станций и космических кораблей. В 1961 г. он получил назначение начальником группы.

Виктор Иванович, зарекомендовав себя высокопрофессиональным инженером, не останавливался на достигнутом. Он стремился к новым знаниям, новым масштабным задачам и новому опыту: одновременно работал над кандидатской диссертацией, публиковал научные статьи и технические отчеты по работе бортовых систем управления и связи.

Информация об инженерно-конструкторском опыте В.И. Пацаева зафиксирована в экспонируемом документе — его производственной характери-

стике из фонда «РГНИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» [3]. О научной и изобретательской деятельности Виктора Ивановича рассказывают документы Калининградского областного историко-художественного музея: членский билет о его вступлении во Всесоюзное общество рационализаторов и изобретателей (1958 г.) и протокол заседания экзаменационной комиссии о сдаче им кандидатского экзамена (1967 г.).

С началом пилотируемых космических полетов В.И. Пацаева заинтересовала новая профессия — космонавт. Он загорелся идеей быть причастным к исследованию космоса: применить накопленный опыт и знания в области испытаний космической техники на орбите. Виктор Иванович добился поставленной цели, став одним из победителей в серьезном конкурсе среди молодых талантливых инженеров.

В документах фонда «РГНИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» представлена информация о зачислении Виктора Ивановича в отряд космонавтов ЦКБЭМ — в группу космонавтов-испытателей: протокол заседания и решение Межведомственной специальной комиссии о рассмотрении кандидатов в состав групп космонавтов-испытателей и космонавтов-исследователей от 24 мая 1968 г. [4]. В справках и переписке из этого же фонда отражена и его предполетная подготовка — по программам пилотируемого полета на Луну «Н1-Л3» и пилотируемого полета на ДОС «Салют-1» [5].

На многочисленных фотоснимках запечатлены моменты, как В.И. Пацаев проводит астрономические наблюдения с помощью телескопа, как он вместе со своими коллегами посещает Крымскую астрофизическую обсерваторию, проходит теоретические занятия по изучению бортовой документации и киноподготовке, тренировки вестибулярного аппарата на специализированных стендах, работает с бортовой аппаратурой на тренажере космического корабля «Союз».

В историко-документальной интернет-выставке создан подраздел «Космические братья», посвященный его коллегам и друзьям по резервному («Союз-10») и дублирующему — основному («Союз-11») экипажам — космонавтам Г.Т. Добровольскому (командир) и В.Н. Волкову (бортинженер).

Раздел «Салют» – «Союз-11», освещающий предстартовую подготовку, космический полет инженера-испытателя В.И. Пацаева в составе экипажа ТПК «Союз-11» (первого экипажа первой в мире пилотируемой орбитальной станции «Салют-1») и его итоги, состоит из нескольких тематических подразделов: «Перед стартом, старт», «На борту станции», «Трагический спуск». В его основе — документы РГАНТД: кино-, фото-, фонодокументы, документы из фондов «РГНИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» (Ф. 1), «Федерация космонавтики СССР» (Ф. 24) и личных фондов.

Предстартовая подготовка Г.Т. Добровольского, В.Н. Волкова и В.И. Пацаева («Янтари») отражена, прежде всего, в экспонируемых фотодокументах. На фотоснимках изображены космонавты во время заседания Госкомиссии по утверждению основного экипажа на полет и предстартовой пресс-

конференции, во время встречи со стартовой командой, сдачи рапорта о готовности к полету и прощания с провожающими перед стартом на космодроме Байконур. В документальном фильме «Крутые дороги космоса» киностудии «Центрнаучфильм» (1972 г.) показаны фрагменты установки ракеты-носителя с кораблем на стартовом столе, предстартовой подготовки космонавтов и запуска 6 июня 1971 г. [6].

В подразделе «На борту станции» рассказывается об успешном выполнении экипажем стыковки корабля с ДОС «Салют-1» и программы полета, о разрешении нештатных ситуаций. В интернет-выставке экспонируются документы рекордного дела из фонда «Федерация космонавтики СССР» — отчеты об устройстве космических аппаратов, полетная программа, в которой зафиксированы научно-технические, астрофизические, медико-биологические исследования и эксперименты [7].

Большое внимание уделено освещению жизни космонавтов на борту орбитальной станции. В представленных кинофрагментах фильма «Крутые дороги космоса» показаны, как успешно осуществленная экипажем стыковка, так и работа инженера-испытателя В.И. Пацаева на внеземной обсерватории «Орион» и по запланированным исследованиям и экспериментам вместе с коллегами Г.Т. Добровольским и В.Н. Волковым, а также организация жизнедеятельности и связь с Землей. В данном подразделе представлены ценные фотоснимки, сделанные космонавтами во время полета.

В круг основных задач Виктора Ивановича входили отработка новых приборов и бортовых систем, подготовка научной аппаратуры к проведению экспериментов, навигационные измерения, астрофизические и физические исследования с помощью астрофизической обсерватории «Орион», телескопа «Анна-III» и другой астрофизической аппаратуры. Инженером-испытателем изучались космические и гамма-лучи, спектры небесных тел с ультрафиолетовым и рентгеновским излучением — нейтронные звезды и галактики, новые астрономические объекты, источники внутризвездной энергии, природа звездного вещества и многие другие вопросы. В.И. Пацаевым был выполнен весь объем работы по спектрографированию звезд. Все это стало возможным благодаря методам внеатмосферной астрономии, эффективному управлению астрофизической аппаратурой. Его уникальный опыт использовался для дальнейшей разработки и усовершенствования конструкций астрофизических обсерваторий.

Виктор Иванович Пацаев — первый в мире астроном, работавший за пределами земной атмосферы, и первый космонавт, отметивший свой день рождения на орбите, на борту первой в мире пилотируемой орбитальной научной космической станции «Салют-1». В выставочном проекте представлены фрагменты фонозаписей сеансов связи ЦУПа с экипажем 19 июня 1971 г., которые открывают возможность услышать живой голос В.И. Пацаева во время его поздравлений и праздничного телерепортажа [8].

В подразделе, посвященном завершению космического полета и его итогах, рассказывается о подготовке космонавтов к возвращению на Землю,

произошедшей трагедии во время спуска, ставшей самой страшной страницей в истории отечественной пилотируемой космонавтики. В интернет-выставке экспонируются подлинные официальные телеграммы и письма-соболезнования в связи с трагической гибелью членов экипажа ТПК «Союз-11» из фондов Архива РАН. Эмоционально тяжелые фрагменты зафиксированы в кино- и фотодокументах РГАНТД.

В.И. Пацаев и его космические братья Г.Т. Добровольский и В.Н. Волков установили мировые рекорды по продолжительности и дальности космического полета [9]. Они стали первыми, кто испытал функционирование ДОС «Салют-1» со всеми бортовыми системами, приборами и аппаратурой, выполнив на борту космического аппарата нового типа всю полетную программу. Космонавты доказали, что большая научная космическая лаборатория открывает широкий диапазон возможностей для исследований на орбите. В результате полета получены ценные данные о длительном пребывании человека в космосе.

Члены экипажа ТПК «Союз-11» были удостоены звания Героя Советского Союза и почетного звания «Летчик-космонавт СССР» (посмертно). Космонавты похоронены на Красной площади в Москве.

Заключительный раздел интернет-выставки посвящен сохранению памяти о Викторе Ивановиче Пацаеве. Среди редких документов представлены: Почетное свидетельство Института теоретической астрономии АН СССР о присвоении названия малой планете 1791 PATSAYEV, фотоснимки НИС «Космонавт Виктор Пацаев» с автографами участников экспедиций (Музей-заповедник «Музей Мирового океана») и первого рейса экспедиции НИС «КВП» во время швартовки в порту Гаваны (Общественный Музей Морского Космического флота ГБУК г. Москвы «ОКЦ СЗАО»); фотоснимки мемориальных досок, установленных на зданиях в г. Долгопрудном, где жил и работал В.И. Пацаев (Долгопрудненский историко-художественный музей) и другие. Из Коллекции документов ПГУ в выставочном проекте экспонируются ценные фотоснимки во время открытия мемориальной доски в вузе в честь выдающегося выпускника В.И. Пацаева (1972 г.), мозаичного панно в главном корпусе (1978 г.) и памятной медали, учрежденной в современный период за высокие достижения в развитии науки, техники и образования. В разделе также представлены цифровые образы книг родных космонавта В.А. Пацаевой и Г.И. Пацаевой из Справочно-информационного фонда РГАНТД.

Историко-документальная интернет-выставка «Я хочу лететь в космос» — результат плодотворного сотрудничества единомышленников. РГАНТД выражает искреннюю благодарность и глубокую признательность всем участникам уникального открытого проекта за вклад в сохранение исторической памяти о Викторе Ивановиче Пацаеве (https://rgantd.ru/pacaev/about/).

Литература

[1] Пацаева Г.И. *Отвага исканий*. Москва, Молодая гвардия, 1976, 93 с.

[2] Пацаев В.А., сост. «Салют» на орбите: основы конструкции орбитальной станции «Салют», этапы ее полета и материалы научных исследований. Москва, Машиностроение, 1973, 160 с.

[3] РГАНТД. Ф. 1. Оп. 3-6. Д. 41. Л. 268–270.

[4] РГАНТД. Ф. 1. Оп. 3-6. Д. 36. Л. 69–71.

[5] РГАНТД. Ф. 1. Оп. 3-6. Д. 41. Л. 260–263; Д. 62. Л. 2, 16–18.

[6] РГАНТД. Ф. 1. Оп. 3-6. Арх. № 269 (кино).

[7] РГАНТД. Ф. 1. Оп. 3-6. Ф. 24. Оп. 1-1. Д. 26. Л. 12–13 об., 16–16 об.

[8] РГАНТД. Ф. 1. Оп. 3-6. Арх. № 263-20, 263-21 (фоно).

[9] РГАНТД. Ф. 1. Оп. 3-6. Ф. 24. Оп. 1-1. Д. 26. Л. 8.

УДК 908:168.522

Проблемы изучения и сохранения советской мозаики космической тематики как объекта историко-культурного наследия Краснодарского края

Садым Владимир Александрович[1] sadymvlad@mail.ru
Садым Каринэ Борисовна[2] karinakor@mail.ru

[1] *Краснодарская региональная общественная организация «Федерация космонавтики Кубани»*

[2] *Кубанский государственный медицинский университет*

Статья посвящена вопросам выявления и изучения существующих и утраченных мозаик (мозаичных панно) космической тематики на территории Краснодарского края, являющихся частью историко-культурного наследия космонавтики и представляющих интерес для исследователей памятников монументальной живописи советского периода. Обозначены проблемы сохранения этих уникальных исчезающих произведений эпохи социализм, сделаны выводы о необходимости более тщательного изучения исторической и художественной ценности советских мозаик. Обоснована необходимость защиты, атрибуции, учета и реставрации мозаик на законодательном уровне.

Ключевые слова: *мозаика, мозаичное панно, монументальное искусство, историко-культурное наследие космонавтики, Краснодарский край*

Советская мозаика как объект монументально-декоративного искусства и артефакт советской эпохи является сегодня визитной карточкой многих городов нашей страны, достопримечательностью и «точками притяжения» на туристических картах регионов. На территории Краснодарского края, как и во многих других регионах России, уникальные мозаичные композиции можно встретить на фасадах административных, общественных, культурных учреждений, жилых комплексов периода застройки 1950–1980-х гг., павильонах остановок общественного транспорта и т. д.

Как правило, все мозаичные панно советского эпохи выполняли чисто декоративную функцию в архитектуре или внутреннем пространстве зданий в стиле модерн и имели ярко выраженную государственную идеологию.

Тематикой сюжетов для мозаичных панно, в основном, служили достижения в области науки и техники, образы советских космонавтов, ученых, строителей, простых рабочих и сельских тружеников, школьников, бытовые и семейные сюжеты, спорт и прочие темы, отражавшие успехи в труде и радость советского человека.

Достижения Советского Союза в области практического освоения космического пространства в 1950–1970-х гг. (запуск первого искусственного спутника Земли, полет Юрия Гагарина в космос) находили отражение во многих сферах культуры и искусства, в том числе в таком виде монументальной живописи как мозаика. Успехи отечественной космической науки и техники

ознаменовали новую веху в развитии монументального искусства, в частности, в создании мозаичных панно на космическую тематику по всей стране. Мозаика на космическую тематику, наравне с настенными росписями, барельефом и скульптурой идеально вписывалась в общую концепцию, отражавшую мощь Советского Союза.

В 1960–1970-е гг. традиционными героями мозаичных панно были космонавты, ученые теоретической и практической космонавтики — Циолковский, Королёв, а также образцы космической техники — спутники и ракеты. Нередко им посвящали мозаичные композиции гигантских размеров, на создание которых требовалось немало средств и времени.

Все уцелевшие до наших дней мозаичные композиции космической тематики на Кубани, сегодня представляют большую историческую ценность для региона. С каждым годом они вызывают все больший научный интерес у искусствоведов, музееведов, почитателей региональной истории, любителей изучения монументального советского наследия и являются неотъемлемой частью историко-культурного наследия космонавтики [1, с. 45].

Важнейшей проблемой в современном культурологическом сообществе Кубани является выявление и изучение сохранившихся образцов советской мозаики космической тематики. До настоящего времени в региональной историографии отсутствуют научные исследования по данной проблематике. В региональных средствах массовой информации авторами выявлены несколько материалов с описанием существующих в Краснодарском крае мозаик, где, наряду с другими, присутствует лишь упоминание и краткое описание отдельных образцов монументально-декоративных произведений на космическую тематику.

Выявленные в процессе исследовательской работы «космические» мозаичные панно на территории Краснодарского края можно классифицировать следующим образом:

– по степени сохранности: сохранившиеся композиции до наших дней, частично сохранившиеся и требующие срочной реставрации, и утраченные мозаики;

– по тематике сюжета: мозаичные композиции с исключительно космическим сюжетом и мозаики с многообразием сюжетных линий, где космическая тема представлена в контексте.

Среди выявленных авторами объектов монументальной живописи, полностью или частично отражающих тему космоса: мозаичное панно на здании средней школы № 5 имени Г.Я. Бахчиванджи в станице Бриньковской Приморско-Ахтарского района, мозаика «Спорт. Пионерия. Космос» на фасаде здания лагеря «Звездный» во Всероссийском детском центре «Орленок» в Туапсинском районе, мозаичная композиция в честь покорителей космоса на стенах круговой веранды цирка в Сочи, мозаичное панно на здании дома культуры поселка Венцы Гулькевичского района, мозаика на здании средней школы № 20 в станице Брюховецкой, мозаика на зданиях Кубанского госу-

дарственного университета и дома братьев Аведовых (Дом книги) в Краснодаре и другие [2, с. 219].

Одной из масштабных композиций монументальной живописи является мозаика на здании Кубанского государственного университета в Краснодаре, созданная в 1975–1978 гг. Наряду с изображением ученых (предположительно Коперника и Ломоносова) на мозаичном панно хорошо узнаваем образ космонавта, предположительно Ю. Гагарина.

В Сочи на здании цирка сохранилась в первозданном виде «космическая» мозаика, которая выполнена наряду с декоративными композициями классического циркового жанра по окружности здания.

Примером мозаики на павильонах общественных остановочных пунктов может служить сохранившаяся в Анапском районе Краснодарского края мозаичная композиция в хуторе Иванов. В основе сюжета мозаичного триптиха — покорение человеком космического пространства: мужская и женская фигуры космонавтов в скафандрах, а также образ человека-ракеты, устремленного ввысь [2, с. 223]. Сегодня панно находится в неудовлетворительном состоянии, частично разрушено и требует срочной реставрации.

К числу утраченных мозаик в Краснодарском крае относится мозаика «Покорение космоса» на кинотеатре «Спутник» в Сочи. Она безвозвратно утрачена в процессе демонтажа здания в 2007 г. [3].

Примером непоправимого ущерба для регионального наследия Краснодарского края, небрежного отношения и некомпетентности в результате благоустройства общественного здания — дома культуры краснодарского промышленного гиганта «ЗИП» в Краснодаре — в 2011 г. при реконструкции были безвозвратно утеряны два мозаичных панно на фасаде здания бывшего дома культуры. Одно из них — с мозаичными композициями образов советских ученых и космонавта.

В условиях возрастающего интереса общественности к советской мозаике необходимо привлечь более пристальное внимание ученых к проблеме его сохранения. Значимый пласт ушедшей эпохи находится под угрозой забвения и безвозвратной потери для отечественного, а вместе с тем и мирового достояния. Особое место в нем занимает малоизученный массив советского модернизма, феномен эпохи, представленный произведениями советского монументального искусства в технике мозаичных панно [4, с. 2].

Сегодня практически не изучены вопросы категорирования мозаик на Кубани и космической тематики в частности. Сохранившиеся мозаичные композиции не отнесены к памятникам культуры (за редким исключением — мозаика на краснодарском Доме книги), не обладают охранным статусом, а поэтому фактически находятся вне охранной деятельности со стороны законодательства. Некоторые из выявленных «космических» мозаик находятся в плохом состоянии, разрушаются под воздействием климатических условий и времени. Их художественная и культурная ценность для региона недооценена.

Риск утраты уникальных произведений монументального искусства требует внимания специалистов к вопросам атрибуции, постановки на учет и реставрации уцелевших образцов мозаик.

Литература

[1] Садым В.А., Садым К.Б. Школьные музеи космонавтики на Кубани как центры краеведческой деятельности. *Наследие веков*, 2018, № 1, с. 44–55. URL: http://old.heritage-magazine.com/?page_id=15787 (дата обращения 15.12.2023).

[2] Садым В.А, Садым К.Б. Тема космоса в памятниках советской монументальной живописи (мозаике) на Кубани. Освоение космоса и проблемы экоориентированного развития человека, природы и многополярной цивилизации. III Ежегодная национальная науч. конф. с междунар. участием. Москва, 2023, с. 217–225.

[3] Захарова Н. *Гид по мозаике в Сочи*. URL: https://sochi.scapp.ru/scapp-gorod/gid-po-mozaike-v-sochi/ (дата обращения 10.11.2023).

[4] Иванов М.А. Проблемы сохранения объектов культурного наследия монументального искусства в малых городах России на примере работ В.М. Иванова и М.А. Кушнарьянц-Пюсс в г. Прохладном. *Культурологический журнал*, 2022, № 1 (47).

УДК 930.24

Выставочный центр ИКИ РАН: прошлое, настоящее и будущее

Садовский Андрей Михайлович a.sadovski@cosmos.ru

ИКИ РАН

Выставка «Космическая наука: взгляд в прошлое, взгляд в будущее» в Институте космических исследований (ИКИ) была открыта в 2007 году в честь 50-летия запуска первого искусственного спутника Земли.

Ключевые слова: *выставка, ИКИ РАН*

На выставке представлены результаты космических исследований, приборы, которые используются в исследовании космоса, и прошлые, настоящие и будущие российские научные проекты.

Уникальность выставки в том, что на ней можно увидеть прототипы космических приборов, разработанных российскими специалистами, изучить принципы их работы. Кроме того, представлены макеты космических аппаратов и кораблей, совершивших полеты в космос, а также информационные плакаты, рассказывающие о космических полетах, их целях и результатах. В создании экспозиции принимали участие специалисты институтов РАН, предприятий ГК Роскосмос и высших учебных заведений.

Тематические блоки выставки:

• Астрофизика и внеатмосферная астрономия;

• Физика Солнца, межпланетной среды, плазменного окружения планет, солнечно-земные связи;

• Исследования планет, их спутников, малых тел Солнечной системы;

• Дистанционные исследования Земли из космоса;

• Космическое приборостроение.

Проводятся экскурсии и занятия со школьниками, студентами.

На выставке возможны следующие формы работы.

1. Самостоятельный осмотр выставки. Информационную функцию в данном случае выполняют дополнительные материалы: стенды, листовки, видеоролики и т. д.

2. Экскурсии для российских и иностранных посетителей, которые проводят специалисты ИКИ РАН в рабочие дни с 11 до 18 ч по предварительным заявкам, в соответствии со списками от организаций. Данная форма работы наиболее интересна для школ, в таком случае содержание экскурсий можно координировать со школьными педагогами. Возможна также разработка специальных совместных программ.

3. Ежемесячные лекции на космическую тему и экскурсии для школьников старших классов, студентов профильных вузов.

4. Экскурсии для участников проходящих в нашем институте всероссийских и международных конференций.

5. Дни открытых дверей для всех интересующихся космосом. Они проходят два раза в год и приурочены ко Дню космонавтики — 12 апреля и годовщине запуска Первого искусственного спутника Земли — 4 октября. Информация на сайте www.iki.rssi.ru, без заявок, вход свободный. После осмотра выставки гости приглашаются в конференц-зал на научно-популярную лекцию, которую читают сотрудники ИКИ или приглашенные ученые.

Выставка рассчитана на специалистов в области космических исследований, школьников старших классов, студентов профильных вузов и представителей прессы, на всех заинтересованных в результатах научных космических исследований.

Представлена организация выставочного пространства, формы работы, сотрудничество с другими музеями и образовательными организациями, проекты школ и конференций, проводимых на базе Выставочного зала и Научно-образовательного центра ИКИ РАН.

Выставка «Космическая наука: взгляд в прошлое, взгляд в будущее» в Институте космических исследований (ИКИ) была открыта в 2007 году в честь 50-летия запуска первого искусственного спутника Земли [1–4].

Литература

[1] Ломакин А., Малыхин А., Нечаева А., Садовский А. «Горизонты физики» в МФТИ от кафедры космической физики. *Дорога в космос. Первая междунар. конф. по космическому образованию: тез конф.* 2022, 161 с.

[2] Ломакин А., Лемещенко С., Иванова А. Программа астрофизики на ЛКШ-2021. *Дорога в космос. Первая междунар. конф. по космическому образованию: тез конф.* 2022, 162 с.

[3] Sadovski A. Space Research Institute of RAS (Moscow) and Educational Projects. *COSPAR 2021*, PE.2-0025-21.

[4] Sadovski A., Antonenko E. Space research institute (IKI) exhibition as an educational project. *COSPAR 2018*, PE.2-0011-18.

УДК 14.141

Культурно-просветительский проект «Два Гагарина»: от полета мысли — к полету в космос

Котлова Людмила Анатольевна
Гачева Анастасия Георгиевна a-gacheva@yandex.ru
Институт мировой литературы имени А.М. Горького РАН

Культурно-просветительный проект «Два Гагарина», символически соединяющий имена первого философа-космиста Николая Федорова, выдвинувшего идею выхода человечества в космос, и первого космонавта планеты Земля Юрия Гагарина, направлен на то, чтобы утвердить в сознании современников, прежде всего детей и молодежи, исторический и духовно-нравственный смысл космической эпопеи России, объединить усилия энтузиастов космонавтики, исследователей космизма, педагогов, музейщиков, библиотекарей в деле космического просвещения.

Ключевые слова: *Н.Ф. Федоров, Ю.А. Гагарин, русский космизм, космонавтика, просвещение, образ будущего*

Культурно-просветительский проект «Два Гагарина» посвящен двум знаковым юбилеям 2024 года — 90-летию со дня рождения первого космонавта планеты Земля Юрия Гагарина и 195-летию со дня рождения родоначальника русского космизма Николая Федорова, потомка рода князей Гагариных, который первым обосновал идею выхода человечества в космос.

Цель проекта состоит в том, чтобы показать духовные корни космического проекта России, восстановить тот культурный контекст, в котором формировалась отечественная научная мысль, занимавшаяся проблемами практического освоения космоса. Проект представляет историю отечественной космонавтики на широком культурном фоне, раскрывает духовные его истоки, стремится продемонстрировать философский фундамент научно-технических достижений в области освоения космоса, связь практической космонавтики с традицией философии космизма. Существенное внимание создатели проекта уделяют отражению космических идей в литературе и живописи, космической символике фольклора, народной культуры. Девизом проекта стало высказывание К.Э. Циолковского: «Сначала неизбежно идут: мысль, фантазия, сказка. За ними шествует научный расчет, и в конце концов исполнение венчает мысль» [1, с. 324].

Вопросы о космосе и человеке занимали большое место в наследии выдающихся представителей русского космизма — от Н.Ф. Федорова и К.Э. Циолковского до В.И. Вернадского и П.А. Флоренского. Федоров подчеркивал, что необходимость движения за пределы земной планеты, действия в масштабах Вселенной задана человеку онтологически — как творческому авангарду природы, как существу, призванному не к эксплуатации, а к регуляции мира: «Порожденный крошечною Землею, зритель безмерного пространства, зритель

миров этого пространства должен сделаться их обитателем и правителем» [2, с. 343]. К.Э. Циолковский, проходивший в 1973–1976 гг. свои университеты самообразования под руководством философа общего дела и называвший встречу с ним счастьем, вслед за Н.Ф. Федоровым сформулировал идею выхода человечества в космос, дав ей не только философское, но и теоретическое, инженерное, художественное обоснование.

В XX веке федоровская идея искусства будущего, образ земли как космического корабля и человечества как его экипажа, проекты коперниканской архитектуры вдохновляли писателей, поэтов, художников, от Валерия Брюсова и Владимира Маяковского до Василия Чекрыгина и Казимира Малевича [3–5]. Творческая мысль космизма стала духовным фундаментом российской космонавтики, вдохновила инженерный поиск пионеров космической эры. От первого Гагарина Федорова через Циолковского протягивается нить к Ф.А. Цандеру, С.П. Королёву, В.П. Глушко, а от них к Ю.А. Гагарину. Он был из тех «богатырских характеров», которые, по Федорову, вскормлены «ширью русской земли» [2, с. 254] и которым открыты бескрайние пространства Вселенной.

Программа «Два Гагарина», символически объединяющая имена первого философа-космиста и первого космонавта, направлена на расширение и углубление просветительских практик в сфере популяризации космонавтики. История отечественной космонавтики предстает здесь на широком культурном фоне, показаны ее духовные истоки, этические основания научно-технических достижений в области освоения космоса. Существенное внимание создатели проекта уделяют отражению космических идей в литературе и живописи, космической символике фольклора, народной культуре и др.

Программа «Два Гагарина» разработана АНО «Центр популяризации космонавтики «Космос вдохновляет», Ассоциация(ей) музеев космонавтики России, Институтом мировой литературы им. А.М. Горького РАН и Библиотекой № 180 им. Н.Ф. Федорова ОКЦ ЮЗАО г. Москвы. В ее подготовке объединились представители научных, культурных, общественных организаций, что отражает основной пафос программы, направленной на координацию усилий деятелей науки, культуры и образования вокруг задач космического просвещения.

Проект «Два Гагарина» включает широкую линейку тематических мероприятий и программ в столице и регионах России, в ближнем и дальнем зарубежье, соединяющие имена первого космонавта и первого философа космической эры, тему космонавтики и тему космизма. Наиболее значимые мероприятия проекта — Первый Гагаринский бал, который пройдет 1 марта в Доме Пашкова, Всероссийский фестивальный тур «Космический успех», который в течение года будет проходит в разных регионах России, лекторий «Космос и будущее» в Российской государственной библиотеке, программа «Идеальный библиотекарь Вселенной» в рамках Всероссийской акции «Библионочь» и акция «Космические династии», приуроченная к Году семьи. Бла-

годаря поддержке Российской государственной библиотеки, которая стала партнером проекта, будет создан портал «Два Гагарина» в Национальной электронной библиотеке (НЭБ) и создана цифровая одноименная выставка. В рамках проекта в Москве и регионах пройдут выставки, новые экскурсионные маршруты, концертные программы, будут организованы презентации новых книг, связанных с историей российской космонавтики и космизма.

Проект вызвал большой интерес в обществе. Его поддержали Госкорпорация «Роскосмос», федеральные Министерства культуры, науки и образования, комитет по культуре Государственной Думы РФ, правительства 20 регионов, в том числе ДНР и Республики Крым. 21 декабря в ТАСС, которая стала информационным партнером проекта, прошла пресс-конференция, посвященная старту проекта с участием летчика-космонавта, президента Ассоциации музеев космонавтики Олега Артемьева, директора Объединенного мемориального музея-заповедника Ю.А. Гагарина Сергея Есипова, научного руководителя Института космических исследований РАН, академика РАН, главного редактора журнала «Земля и Вселенная» В течение 2024 года по всей стране, согласно плану, который будет утвержден к 23 января, будут проходить значимые мероприятия в честь Ю.А. Гагарина и Н.Ф. Федорова.

Проект «Два Гагарина» обращен, в первую очередь, к подрастающему поколению, имеет большое патриотическое, образовательное и воспитательное значение. Он призван развивать в детях и молодежи гражданственность и нормы этики: любовь к своей Родине, ответственное отношение к собственной истории, одной из важнейших страниц которой является тема освоения космоса, получившая широкое отражение в литературе и культуре, воспитывать уважение к старшему поколению, стремление к свершению и подвигу. Философия русского космизма, стоящая у истоков космической эпопеи России, значима для построения созидательного и ответственного образа будущего [6].

Литература

[1] Циолковский К.Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами (Издание 1926 года). Циолковский К.Э. Земля космическая. Москва, Роскосмос, 2017.

[2] Федоров Н.Ф. *Сочинения: в 4 т. Т. 2.* Москва, Прогресс, 1995, 544 с.

[3] Большакова Л. и др. *Космизм в русском искусстве: каталог выставки.* Санкт-Петербург, Русский музей, Palace Editions, cop, 2021, 208 с.

[4] Байдин В.В. Под бесконечным небом. Образы мироздания в русском искусстве. Москва, Искусство-XXI век, 2018, 364 с

[5] Мурина Е.Б., Ракитин В.Н. *Василий Николаевич Чекрыгин.* Москва, RA, 2005, 287 с.

[6] Семенова С.Г. *Созидание будущего: философия русского космизма.* Москва, Ноократия, 2020, 368 с.

УДК 929

100 лет роману «Аэлита». Что дальше?

Тычина Павел Александрович

МТС-банк

В 1923 году прошли первые Всесоюзные Планерные Испытания и опубликован роман «Аэлита» (фильм вышел в 1924 году). Оба события дали сильный импульс развитию космонавтики. Напрямую опыт столетней давности сейчас неприменим, но его анализ поможет найти способ как вывести космонавтику на более высокий уровень развития.

Ключевые слова: *Аэлита, роман, А.Н. Толстой*

Путь в космос (20-й век). Значение Планерных состязаний в Коктебеле для развития космонавтики очень велико. Ядро ГИРД (кроме Цандера) составляли участники планерных состязаний: Королёв, Тихонравов, Победоносцев. Константину Арцеулову была доверена честь проиллюстрировать эпохальную статью о полете Юрия Гагарина в газете «Правда» от 13.04.1961. Художник и летчик Арцеулов был председателем кружка «Парящий полет», который стал инициатором проведения регулярных планерных состязаний в Коктебеле. Участники состязаний не только проектировали планеры, поставившие мировые рекорды, но и занимались организацией их производства с привлечением различных предприятий, осуществляли их транспортировку, расширяли способы их практического применения. Например, планер «Красная звезда» конструкции Королёва позволил впервые в мире осуществить мертвую петлю. Снизилась стоимость подготовки летчиков, владеющих фигурами высшего пилотажа, ведь планер не использует топливо. Слеты в Коктебеле дали миру таких знаменитых конструкторов как Королёв, Антонов, Ильюшин, Яковлев. Участниками планерных состязаний удалось стать лишь малой части из 2 млн членов Общества Друзей Воздушного флота (ОДВФ) довольно глубоко увлеченных авиацией. Без вовлечения членов ОДВФ в изучение авиации, конструирование моделей самолетов, создание планеров, производство самолетов и деталей для них, были бы невозможны столь большие успехи в авиации и космонавтике. Точно так же сильнейшая в мире сборная по шахматам появилась благодаря массе шахматных кружков и мероприятий. Участники планерных состязаний не только создавали изделия на передовом уровне, но и приобретали опыт создания малых технологических предприятий. Наличие развитых малых и средних предприятий в экосистеме экономики критически важно в качестве источника управленческих навыков и людей, умеющих действовать самостоятельно и эффективно. В Китае сектору малого и среднего бизнеса (МСБ) принадлежит 65 % патентов, 75% технических новшеств и более 80 % новой продукции. Большой вклад МСБ вносит и в экономику стран Запада. Чем больше людей вовлечено в создание

малых предприятий, тем лучше результаты и у кампаний-чемпионов (аналогично развитие шахматных кружков усиливает сборную страны, а массовая подготовка планеристов — количество высококлассных пилотов).

Благодаря слетам планеристов в Коктебеле к проектированию космических аппаратов удалось привлечь людей, обладавших высокими организационно-техническими навыками и мечтавших полететь на Марс.

Важны не только технические знания, но и направление их применения (планерные состязания проводили не только в СССР). Роман Толстого «Аэлита» сумел вдохновить читателей на мечты о полете на Марс для соединения с братьями, ранее покинувшими Землю. Дело не только в том, что роман хорошо написан. И легенда об Атлантиде, и общий гуманистический посыл произведения были существенной частью русского Серебряного века. В громадной степени это было присуще поэту Максимилиану Волошину, который был другом Арцеулова, литературным учителем Алексея Толстого и духовным покровителем Коктебеля. Многие гости Коктебеля общались с Волошиным и ночевали в его доме. В том числе и участники планерных состязаний, например, Сергей Люшин, с которым Королёв построил первый планер собственной конструкции. А конструктор Антонов называл общение с Волошиным одним из самых ярких впечатлений в своей жизни. Прототип главного героя романа Юзеф Лось был участником и победителем состязаний в Коктебеле. Он жил на той же улице, что и герой романа и в 1930-е стал заниматься созданием ракетных двигателей. В 1920-е годы гипотеза о существовании Атлантиды была на пике популярности. На это повлияли сенсационные заявления внука археолога Шлимана 1912 года (в 1914 году он пропал без вести). Многие деятели Серебряного века поддерживали гипотезу о существовании Атлантиды. Среди них не только Толстой, Волошин и Гумилев, но и Брюсов (автор цикла лекций «Учители учителей» про Атлантиду), Бальмонт (популяризатор гипотезы о происхождении индейцев майя из Атлантиды) и многие другие. Картина «Древний ужас» Лео Бакста о гибели Атлантиды — одно из главных произведений русского символизма. Учеником Бакста был Арцеулов. После Первой Мировой войны было легко поверить и в исчезновение развитой цивилизации и в то, что часть ее жителей может улететь не только через океан, но даже на другую планету. Гипотеза о разумной цивилизации на Марсе в то время выглядела очень правдоподобно, а весь предыдущий опыт географических открытий говорил, что часто на недавно открытых европейцами землях уже живут люди, попавшие туда гораздо раньше. Аналогично могло быть и на Марсе. Гипотеза о разумной цивилизации на Марсе была популярна довольно долго и в значительной степени вдохновляла мечты о полете в космос. В документе начала 1960-х, составленном под руководством Королёва, в числе научных специальностей, необходимых для изучения Марса и Венеры, есть археологи («Перечень профессий будущих участников космических полетов», Музей Космонавтики, ВДНХ).

Роман «Аэлита» не давал ответа на вопрос как осуществить полет на Марс. Многие технические детали романа долгое время считались ошибочными. Сталь, из которой сделана ракета Лося, до недавнего времени не считалась космическим материалом, а теперь именно из стали сделан корпус Starship. Долгое время писали, что детонационный двигатель Лося обязательно взорвется, а сейчас уже проходят испытания детонационные двигатели для ракет и самолетов. Есть и проект термоядерного двигателя, который сможет долететь до Марса за 11 часов как в романе. Но это уже перспектива далекого будущего. Технологии, описанные в «Аэлите», были абсолютно недостижимы в 20 веке. Поэтому работы Циолковского, прочитанные Королёвым весной 1929 года, попали на самую плодородную почву из возможных. Они давали ответ как развивать космонавтику по этапам. Идеи Циолковского выглядели гораздо реальнее и проще, они давали ответы на вопросы, которые волновали активную и творческую часть общества. Книги Циолковского давали гораздо более общий взгляд на освоение космоса и космическое будущее человечества. Эффект от прочтения Циолковского был настолько огромным во многом благодаря тому, что его книги легли на подготовленную почву: в начале 1930-х уже были и мечты о полете на Марс, и конструкторы, с высокими организационно-техническими навыками.

Что дальше? От киберспорта к *космоспорту.* Сейчас мы знаем о Марсе и Солнечной системе гораздо больше. Мотивации для полетов в космос стало меньше, а космическая техника настолько дорогая, что полеты в космос по «профсоюзной путевке» будут не скоро. Нужна более близкая и достижимая цель, чем массовая пилотируемая космонавтика. В 1920-е годы развитию авиации очень помогли планеры, сделавшие доступ к использованию и конструированию авиационной техники довольно массовым. В этом веке нужно создать сегмент массовой *непилотируемой* космонавтики, который привлечет множество людей к его развитию и поможет радикально снизить стоимость пилотируемой космонавтики в будущем. Для радикального снижения стоимости нужны: 1) космический трамвай для вывода грузов на околоземную орбиту; 2) доставка сырья и готовой космической техники на околоземную орбиту с астероидов, комет и Луны [1]. Королёв в письме Перельману призывает расширять количество разработчиков космической техники и указывает в качестве примера быстрое развитие авиации, подавляющая часть которой является гражданской.

Еще больше поражает скорость развития компьютерной техники, давно вышедшей за пределы научных и военных применений. Стимулом для развития компьютерной техники во многом является искусство (включая и компьютерные игры). Для создания книг и фильмов сейчас используются компьютеры. Для доступа к искусству часто используется компьютерная техника. Аналогичным образом на первом этапе развивать технологии производства в космосе можно в виде образовательных игр в космосе, напоминающих игру Minecraft, но не в виртуальном пространстве, а на Луне [2]. Необходимо про-

водить соревнования, аналогичные планерным состязаниям в Коктебеле, где молодые участники будут создавать технологии добычи ископаемых и производства в космосе, находящиеся на передовом технологическом уровне. Такие соревнования можно назвать *космоспортом*. Инфраструктурой *космоспорта* можно будет воспользоваться платно для участия в космических играх или создания произведений искусства в космосе.

Солнечный парус — планер космической эры. Для полетов в космосе можно использовать космические аппараты (КА) с солнечным парусом (СП), который не требует топлива для перемещения центра масс. Планеры в 20 веке помогли быстро и дешево подготовить большое количество летчиков и конструкторов. Аналогичную роль в космическую эру могут выполнить КА с СП. У КА с СП есть возможность стать значимой частью транспортной системы для транпортировки сырья с астероидов и комет. Одна из интерпретаций наблюдений межзвездного астероида Оумуамуа говорит, что он является частью лопасти КА с СП (паруса гелиоротора). Если это так, то у неизвестной внеземной цивилизации было много триллионов солнечных парусов [3].

Искусство в космосе должно стать следующей целью космонавтики. КА с СП можно использовать и для создания произведений искусства в космосе, например, имитации Черного квадрата Малевича из оперы «Победа над Солнцем», когда группа солнечных парусов (ГСП) выстроится в форме Черного квадрата и заслонит собой Солнце. При больших размерах ГСП появляется возможность регуляции климата и погоды [2]. Конструктор В. Сыромятников писал: *«Космонавтика стала искусством под куполом мироздания, за которым наблюдают миллионы землян: ведь стремление достичь недостигаемых высот — неистребимая потребность человека»*. Вовлечение людей в создание произведений искусства в космосе необходимо на следующем этапе развития космонавтики.

От искусства в космосе к регуляции природы. Создание искусственного солнечного затмения — важный этап в развитии человечества. Разум сначала встречается с загадочным явлением, затем находит ему объяснение, начинает воспроизводить и использовать. Так было с молниями и электричеством, так было с энергией свечения Солнца и термоядерной энергией. История разума на Земле начинается в эпоху, когда угловые размеры Луны и Солнца стали очень близки. Солнечные затмения выглядели пугающе искусственными и сверхъестественными, почти как черный обелиск из «Космической Одиссеи» Кубрика. Долгие годы прошли до открытия законов Кеплера и Ньютона, намного меньше до описания искусственного затмения в «Победе над Солнцем» и практической космонавтики. Искусство в космосе впервые осуществит искусственное затмение Солнца. Следующие этапы развития космонавтики при помощи ГСП осуществят регуляцию климата и погоды на Земле, помогут терраформировать Венеру. Преимуществом СП является возможность регуляции климата и при массивном выбросе пыли в атмосферу. Тогда СП будет не затенять свет от Солнца, а дополнительно

освещать поверхность Земли. Тем самым будет сделан шаг к регуляции природы, о которой мечтали русские космисты: Н. Федоров, К. Циолковский и другие.

Литература

[1] Майборода А.О. Как создать лунную базу и орбитальную станцию на 80 % дешевле. *Воздушно-космическая сфера*, 2018, № 1 (94), с. 22–31.
https://doi.org/10.30981/2587-7992-2018-94-1-22-31

[2] Тычина П.А. Как искусство приведет человека в космос. *XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. В 2 т.* Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана 2020, т. 1, с. 513–516.

[3] Shmuel Bialy, Abraham Loeb. Could Solar Radiation Pressure Explain ‘Oumuamua’s Peculiar Acceleration? *The Astrophysical Journal Letters*, 2018, vol. 868 (1).

УДК 629.7(675)

Первый космический архив: история и современность

Добренькая М.В.

В докладе представлена информация о Российском государственном архиве научно-технической документации. История создания и принципы отбора документов на государственное хранение.

Ключевые слова: *Российский государственный архив, космическая документация, кинофотофонодокументы*

В последние годы в моду вновь входит интерес к технике, популярность набирают технические и производственные направления обучения молодых специалистов, в том числе связанные с космосом. В этой связи особую актуальность имеет ретроспективная информация об организации научно-технической сферы деятельности в предыдущий период.

Местом хранения такой информации является Российский государственный архив научно-технической документации. Сам по себе архив имеет очень интересную историю формирования и деятельности.

Он был создан как центр хранения космической документации по Постановлению ЦК КПСС и Совета министров СССР от 30.04.1974 г. № 337-120. Основной целью создания нового Центра было аккумулирование кинофотодокументов по космической тематике, которые до этого были распылены по военным частям и закрытым предприятиям, осуществлявшим космическую деятельность.

Отбор документов на государственное хранение осуществлялся Межведомственной комиссией по вопросам отбора для хранения и использования кинофотофонодокументов и научно-технической документации по космической тематике (МВК), в которую входили Министерство общего машиностроения СССР, Министерство обороны СССР, АН СССР, КГБ СССР, Главное управление геодезии и картографии при Совете министров СССР, ГАУ СССР.

Председателем комиссии стал директор ЦНИИМАШ генерал-лейтенант, доктор технических наук, профессор, лауреат Ленинской премии Юрий Александрович Мозжорин, которому принадлежала совершенно особая роль в сохранении документов космической отрасли.

Среди первых документов, поступивших в архив, был комплекс, связанный с полетом Союз-Аполлон, состоявшимся в 1975 г. Документы были переданы не только из отечественных КБ и киностудий, но также поступили и из НАСА.

В целом, документы по космосу в составе фондов архива представлены документами организаций-участников космической деятельности.

При создании Центр имел два названия, открытое и закрытое. Основное закрытое название Научно-исследовательский центр космической докумен-

тации СССР, открытое — Научно-исследовательский центр технической документации СССР. Особенностью этого необычного архива было то, что помимо приема на хранение научно-технической документации, кино-, фоно-, фотодокументов по космосу, Центр также вел перспективные для архивной отрасли научные разработки. Во-первых, под руководством второго директора О.А. Михайлова был создан полноценный Вычислительный центр, укомплектованный ЭВМ. Было разработано программное обеспечение и введена в эксплуатацию первая в архивной отрасли автоматизированная информационно-поисковая система. По ней активно осуществлялся поиск информации по запросам, изготавливались копии архивных фотодокументов, которые рассылались по всем городам и весям. Таким образом, осуществлялась активная популяризаторская функция архива.

Кроме того, в Центре решались вопросы сохранности документов на пленочных носителях. Целый отдел занимался разработкой препаратов для обработки пленки от плесени, а также от естественного старения.

Еще одним важным направлением в работе Центра стало инициативное документирование. В НИЦТД в 1980-е гг. велись работы по созданию архивных документов. Целая группа занималась организацией фонозаписи воспоминаний ветеранов космической отрасли. На основе этой работы затем были изданы книги, тогда как сами воспоминания поступили на хранение в архив.

В 1990-е гг. Центр получил новое название: Российский научно-исследовательский центр космической документации. В этот период в архиве было осуществлено первое издание дневников генерала Н.П. Каманина.

А в 1995 г. наступил новый этап в жизни архива космической документации. РНИЦКД был объединен с Российским государственным научно-техническим архивом, располагавшимся в Самаре.

Новый архив, центром которого стал РНИЦКД, получил название Российский государственный архив научно-технической документации. Изменение в названии существенно расширило тематику фондов. Помимо ракетно-космической отрасли теперь в составе фондов появились научные институты разных отраслей народного хозяйства: металлургия, машиностроение, сельское хозяйство, легкая промышленность, медицина, строительство и т.д.

Сейчас в архиве храниться боле 830 000 ед. хр., из них 18445 ед. хр. имеют статус особо ценных, а 11 отнесены к уникальным документам.

РГАНТД является архивом с поливидовым составом документов: архив хранит документы на бумажной основе (научно-техническую документацию, документы ученых и специалистов в области науки и техники), фотодокументы, фонодокументы, кинодокументы, а также видеодокументы.

Документы по космической тематике насчитывают 230 000 ед. хр., в которых отражена история становления и развития отечественной ракетно-космической техники; основные направления космических программ; этапы практического освоения космоса, начиная с 30-х годов XX века.

Среди фондообразователей, чьи документы хранятся в РГАНТД: НПО «Энергия» им. С.П. Королёва, НПО им. С.А. Лавочкина, НПО «Звезда», НПО «Наука», ЦПК им. Ю.А. Гагарина, Институт медико-биологических проблем Минздрава СССР, ЦНИИМАШ, НИИ парашютостроения.

Также на хранении находится 114 личных фондов, среди которых документы академика Б.Е. Чертока, О.Г. Ивановского, С.С. Крюкова; ветеранов ракетно-космической отрасли — В.Н. Галковского, В.И. Дудакова, Л.С. Душкина, А.В. Палло; первого начальника космодрома Байконур А.И. Нестеренко, председателя Государственной Комиссии по пилотируемым полетам К.А. Керимова; известного журналиста Я.К. Голованова, автора книг о космонавтике и С.П. Королёве.

РГАНТД ведет активную работу по использованию и популяризации документов. В 2020 и 2021 гг. вышли сборники документов, посвященные полетам космических кораблей «Союз-37» и «Союз-39», осуществленным в рамках программы «Интеркосмос».

Архив ведет активную работу в социальных сетях. Ежегодно готовится около двухсот информационных статей с использованием документов. В 2021–2023 гг. на сайте архива было размещено 5 крупных межархивных интернет-проектов, посвященных С.П. Королёву, полетам Ю.А. Гагарина и В.В. Терешковой, жизненному пути космонавта В.И. Пацаева, а также интернет-проект к 170-летию со дня рождения В.Г. Шухова.

В 2022–2023 гг. в выставочном зале РГАНТД было проведено 3 документально-художественных выставки. В церемониях открытия выставок, приняли участие космонавты, представители культурной общественности и студенты. В 2023 г. РГАНТД подготовил выставку, посвященную полету первой женщины в космос, которая была распространена среди 35 планетариев и муниципальных учреждений культуры по всей стране. Только за несколько летних месяцев с ней ознакомились более 35 000 человек.

С документами архива можно ознакомиться в читальном зале, на сайте открыт удаленный доступ к Электронному каталогу архива, посредством которого можно заказать дела в читальный зал.

УДК 930.24

Документалистика и эстетика в деятельности корпоративного музея на примере практик Демонстрационного центра ЦАГИ

Ростовцева Екатерина Юрьевна

Центр социального развития и корпоративной культуры ЦАГИ

Рассмотрены особенности, цели и задачи организации деятельности ведомственного музея в контексте его использования в качестве инструмента трансформации корпоративной культуры организации на примере практики Демонстрационного центра Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н.Е. Жуковского. Принятые в 2023 году меры позволили увеличить количество посетителей Демонстрационного центра ЦАГИ на 57 % по сравнению с 2022 годом и существенно повысить вовлеченность работников института в культурно-историческую и просветительскую деятельность.

Ключевые слова: *демонстрационный центр, ЦАГИ, вневедомственный музей*

С начала 20-х годов XXI века очевидно усиление роли музеев в формировании современного общества. Это обусловлено совокупностью факторов, среди которых особенно выделяются: внешнетуристические ограничения, давшие значительный импульс развитию сферы краткосрочных индивидуальных экскурсионных туров, увеличение объема информации, мероприятий, объектов и услуг, ставящих своей целью патриотическое воспитание населения, а также запрос на научно-просветительский контент, создаваемый в интересах популяризации отечественных высокотехнологичных отраслей промышленности.

Одновременно с этим, в управлении системой корпоративных коммуникаций большинства организаций, осуществляющих свою деятельность в сфере высоких технологий, отчетливо наблюдается тенденция к сокращению ресурсов, выделяемых на краткосрочные имиджевые акции и кампании, в пользу качественной трансформации корпоративной культуры и внутреннего бренда работодателя.

Подобная трансформация особенно востребована в связи с новыми тенденциями на рынке труда, в числе которых: автоматизация производства и связанный с ней высокий спрос на высокую квалификацию, необходимость интеграции старшего поколения как носителей опыта, навыков и компетенций в новые реалии возросшей скорости изменений и технологического прогресса, равно как необходимость работы с представителями молодого поколения, ищущими собственный путь, ценящими свободу действий, интересные и конкретные задачи. Так, чем талантливее и востребованнее работник, тем выше его потребность в синхронизации ценностей и возможностей самореализации с работодателем. Все это дает основания для развития корпоративных (ведомственных) музеев научно-производственных организаций и ис-

пользования подобных музеев в качестве инструмента реализации долгосрочной стратегии как в области корпоративной кадровой и социальной политики, так и в области маркетинга и рекламы.

К сожалению, сегодня главный акцент большинства корпоративных музеев зачастую смещен на обеспечение единства экспозиции, а единство собрания и единство исследования практически отсутствуют.

Трансформация культурно-исторической и просветительской деятельности Демонстрационного центра ЦАГИ, начатая в 2020 году, учитывала необходимость повышения вовлеченности молодежи, работников института, российских и зарубежных партнеров не только посредством ретроспекции развития ключевых компетенций Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н.Е. Жуковского или авиационной науки и технологий в целом, но и форсайта потенциальных направлений дальнейшего развития этих компетенций. Были определены следующие цели: досугово-образовательная деятельность в интересах широкого круга лиц, формирование и удовлетворение потребности работников института в корпоративной и отраслевой идентичности, стимулирование исследовательской и инновационной активности и раскрытие потенциала для научного творчества.

При планировании экспозиции, экскурсионных программ и иных мероприятий применялась концепция мультисенсорного музея, подразумевающего получение посетителем не только документальной информации, но и сенсорного, интеллектуального, эстетического и даже социального опыта. Это позволило усилить чувство эмпатии при взаимодействии с демонстрируемыми артефактами профессиональной культуры, а значит, вовлекает зрителя в «содействие» научным работникам, инженерам и рабочим, что, в свою очередь, является эффективными инструментом профессиональной ориентации и способствует лучшему пониманию со стороны партнеров и контрагентов. Одной из главных задач Демонстрационного центра ЦАГИ стало наделение ролью активного деятеля всех категорий лиц, взаимодействующих с площадкой: посетителей, кураторов и авторов выставок, а также работников института.

Так, больше трети экспонатов Демонстрационного центра ЦАГИ допускают тактильное взаимодействие: в центре можно прикоснуться к продувочным моделям, почувствовать силу лобового сопротивления, поместив руку в воздушный поток флаттерной аэродинамической трубы, испытать на дальность и устойчивость полета бумажный самолетик. Большинство витрин, стеллажей и мебели, которыми оборудован Кабинет академиков, сохранили «запах времени», а гости кабинета могут позвонить себе на мобильный с аппарата, который в несколько раз старше самих посетителей. Экскурсоводы моделируют несложные инженерные задачи на логику и смекалку, позволяя гостям становиться не просто сторонними наблюдателями, но и непосредственными участниками процесса.

Работникам института было предложено организовать собственные выставки творческих работ на площадке Демонстрационного центра, при этом

сотрудники центра обеспечивали их кураторское сопровождение, помогая с определением формата – от классической галерейной экспозиции до квеста для детей и взрослых, — подготовкой сопроводительных текстов и этикеток, продвижения мероприятий. В результате этой акции было отмечено существенное увеличение посещений площадки в сроки проведения выставок творчества работников и, как следствие, увеличение посещаемости основной экспозиции центра.

Все эти меры позволили увеличить количество посетителей Демонстрационного центра ЦАГИ на 57 % по сравнению с 2022 годом. Повышена вовлеченность ведущих научных работников и инженеров института в деятельность по сохранению профессиональной и исторической памяти: участие в формировании тематико-экспозиционного плана обновленной основной экспозиции, формировании единого каталога собрания центра, систематизации архива кино- и фотоматериалов ЦАГИ, а также организация научных авторских выставок на площадке Демонстрационного центра ЦАГИ.

Содержание

Участники **3**

Руководители оргкомитета **5**

Программный комитет **5**

Секция 1. **Пионеры освоения космического пространства. История ракетно-космической науки и техники** **7**

Селиванова О.В. Из новых поступлений в Архив Российской академии наук документов по истории освоения космоса 9

Казаков Г.В., Мочалов В.В., Омаров В.Н., Шахов Н.И., Бирюкова З.С. Военно-историческая работа 4 ЦНИИ Минобороны России 12

Герасютин С.А. Вспоминая международную программу «Вега» 16

Евтифьев М.Д. Из истории наземной экспериментальной отработки орбитального корабля «Буран» 21

Коростелев С.Г. Леонид Ксанфомалити: Иду на «Грозу». К 45-летию открытия молний на Венере 24

Каширина О.А. История достижений отечественной космонавтики как симптомокомплес креативности 27

Прядкин А.С. Первые отечественные противокорабельные крылатые ракеты с телеуправлением 30

Матюшев Т.В., Дворников М.В., Рыбина А.С., Малышев А.Д., Максимова И.Д., Немцева А.С., Лысяк Я.О., Гвоздкова К.В. В.Г. Волович — основоположник медицины выживания нового направления в науке (к 100-летию со дня рождения) 32

Матюшев Т.В., Максимова И.Д., Дворников М.В., Рыбина А.С., Малышев А.Д., Немцева А.С., Лысяк Я.О., Гвоздкова К.В. Они были первыми 36

Лазутин Д.О. Сотрудничество России и США в космосе в 1991–2000 гг. 40

Бородавкин В.А., Бурунова В.Ю. Вклад первого выпуска инженеров-ракетчиков ВОЕНМЕХА в ракетно-космическую отрасль 42

Секция 2. **Летательные аппараты. проектирование и конструкция** **47**

Бычков Р.С., Борзых С.В., Щиблев Ю.Н. Влияние механических свойств грунта посадочной поверхности на устойчивость процесса посадки космического аппарата с пружинно-рычажным посадочным устройством 49

Худорожко М.В., Просунцов П.В. Определение параметров вариантов конструктивно-компоновочных схем рабочей зоны установки концентрированного радиационного нагрева для испытаний высокотемпературных композиционных материалов 52

Кульков В.М., Тузиков С.А., Фирсюк С.О., Егоров Ю.Г. Возможности применения тросовых систем в составе системы малых космических аппаратов 55

Найнг Лин Аунг, Пху Вэй Аунг, Татарников О.В. Расчетно-экспериментальное исследование физико-механических характеристик материалов для силовых элементов композитного крыла беспилотного летательного аппарата 57

Кузнецов Е.В., Янова О.В., Кашинин А.В., Морозова И.В., Андреевская В.А. Исследования взаимного положения конуса на гибком тросе и самолета с учетом пространственного обтекания 59

Горохов В.Д., Чаркин Д.В. Повышение надежности двигательных установок перспективных ракет-носителей 62

Султанов А.Э., Петухов А.И. Методика обоснований параметров средств обеспечения продольной динамической устойчивости модернизируемых ракет космического назначения с учетом обеспечения надежности 69

Иваньков Р.Р., Резник С.В. Методика создания гибридных композиционных материалов с применением природных составляющих небесных тел 73

Горохов В.Д., Белокопытов А.В., Подгорный Н.В. Концепция посадки первой ступени РН на систему тросов 77

Каменева В.А., Миненко В.Е. О вопросах разработки малоразмерных спускаемых аппаратов капсульного типа для научного и промышленного применения 81

Тун Лин Хтет, Просунцов П.В. Выбор технологии сборки силовых шпангоутов силового набора хвостовой части фюзеляжа легкого самолета 83

Чернов А.К. О подходах к созданию космических аппаратов на базе унифицированных спутниковых платформ 86

Бечаснов П.М., Дзись-Войнаровский Н.Н., Ильин А.М. Проект малобюджетной ракеты-носителя сверхлегкого класса с вытеснительной подачей 89

Бечаснов П.М., Ильин А.М. Перспективы создания ракет-носителей легкого и сверхлегкого класса с использованием задела по двигателю РД-107/108 92

Шестерня В.И. Особенности расчета местной прочности камер жидкостных ракетных двигателей, изготовленных с помощью 3D-печати 95

Мартыненкова Е.В., Журавлев М.Ю. Проектирование лунного челночного взлетно-посадочного корабля 98

Косенкова А.В., Белоножко П.Е., Гордиенко Е.С., Симонов А.В. Исследование вопросов роевого взаимодействия робототехнических средств с целью создания задела для построения лунной базы 101

Павлова Т.П., Панасенков В.П. Проблемно-ориентированный подход при внедрении аддитивных технологий в космической отрасли 103

Кислицкий М.И. Основные положения модели летной эксплуатации малого космического разгонного блока 106

Афанасьева Е.М., Рассказов Я.В. Сравнение систем аварийного спасения, позволяющих использовать собственную энергетику на участке довыведения для увеличения массы выводимого полезного груза 109

Бон Александр Филиппович Марат, Юров А.М., Титов Д.М. Анализ перспективных аэродинамических схем одноступенчатого многоразового космического транспортного средства 110

Казаков Г.В., Котяшев Н.Н. Двухэтапная схема оценки показателя надежности специального программного обеспечения автоматизированной системы подготовки данных управления летательными аппаратами 112
Казаков Г.В., Котяшев Н.Н. Обеспечение качества средств подготовки данных управления летательными аппаратами с использованием метода оценки уровней технологического совершенства 115
Петров А.В., Журин С.В., Пешков Р.А. Оценка возможности применения математического моделирования для определения проектных параметров средств ввода проектируемой парашютной системы 119
Соболев И.А. Проектный облик низкоорбитального космического аппарата дистанционного зондирования Земли 122
Ли Бьюнгхо. Управление температурным режимом элемента конструкции космического аппарата на солнечно-синхронной орбите 124
Бечаснов П.М., Наумов А.В., Наумова Е.И. Оценка возможности спасения ступеней российских многоразовых ракет-носителей с помощью посадки в море 127
Юманов А.К., Салтыков В.А., Голованских О.И., Позняк Д.Р. Проектирование летательного аппарата и обеспечивающих систем 130
Солодкая Е.В. Методы повышения надежности марсианской экспедиции 133
Гришин Н.А., Пазычев Д.Б., Соловьев А.В., Белов В.М., Рябико А.С., Сабанчиева М.А., Бойко Д.М., Преображенская Н.Д. Универсальная спутниковая платформа малого класса 135
Павлов Н.Л., Щеглов Г.А. Построение архитектурной модели орбитальной станции следующего поколения 139
Солодкая Е.В., Струнков А.П. Марсианский посадочный корабль в составе марсианского экспедиционного комплекса в пилотируемом варианте 142
Гиорбелидзе М.Г., Халитов Б.Л. Повышение точности оценки напряженно-деформированного состояния элемента трубопроводной системы летательного аппарата с поверхностной трещиной 145
Зарубин В.С., Леонов В.В. Анализ термомеханического состояния теплозащиты баллистического спускаемого аппарата при возвращении с низкой опорной орбиты Земли и охлаждении после посадки 149
Солодкая Е.В., Игнатов А.И. Методы балансировки спускаемых аппаратов и определения моментов инерции на предварительном этапе проектирования 152
Кремнев Д.В., Леонов В.В. Разработка программного комплекса для расчета нестационарного поля температур анизотропного теплозащитного покрытия спускаемого аппарата 154
Загородников С.А., Горбунов А.А., Самойлов А.В., Силуянова М.В. Сравнение сплавов ВТ-25 и молибдена без примесей в качестве основных материалов изготовления блинга для компрессора высокого давления двигателя SaM-146 с помощью инструмента ANSYS 157
Финогенов С.Л., Береговой В.Г. Проектные параметры многоразового межорбитального космического буксира с солнечным концентратором 160

Казаринов М.Ю., Просунцов П.В. Выбор рационального алгоритма моделирования прогрева и обтекания композитного конического отсека высокоскоростного летательного аппарата 164
Фокин Ф.В. Определение рационального облика твердотопливной ракеты космического назначения с использованием генетического алгоритма 166
Ермолаев В.И., Буксар М.Ю. Методика совместной оптимизации параметров маневренности и способов применения космических аппаратов оперативного наблюдения 170
Федченко Т.А. Роль стендовых огневых испытаний двигателей малой тяги в разработке космических аппаратов 173
Ноздринова В.С. Исследование теплообмена надувных элементов регенератора воды для обитаемой станции на поверхности Луны 175

Секция 3. **Основоположники аэрокосмического двигателестроения и проблемы теории и конструкций двигателей летательных аппаратов .. 179**

Диесперов Н.В., Полянский А.Р., Сапожников В.Б. Моделирование процесса опорожнения топливных баков разгонных блоков при последнем запуске маршевого жидкостного ракетного двигателя 181
Коптев И.И., Ворожеева О.А. Численное моделирование нестационарного воспламенения ракетного двигателя малой тяги на топливе кислород и метан тягой 50 Н 185
Завражин В.А., Онуфриев В.В., Филатов С.И. К вопросу о расчете потенциала стенки сопла твердотопливного ракетного двигателя вследствие электризации 188
Саркисов А.В., Полянский А.Р. Анализ энергетических характеристик жидкостных двигательных установок с электронасосным агрегатом 191
Гоголь Д.В., Федотова К.В. Численное моделирование горения в турбулентном двухфазном потоке с использованием двухконтинуального подхода и функции плотности распределения вероятности 194
Зайцев В.Н., Ягодников Д.А. Исследование электрофизических характеристик продуктов сгорания прямоточного воздушно-реактивного двигателя на порошкообразном алюминии численными методами 197
Гаца М.Ю., Федотова К.В., Володин Л.Ю. Экспериментальное исследование спектральных характеристик двухкомпонентной аэровзвеси частиц борсодержащего горючего и порошкообразного окислителя в свободном объеме 200
Шостов А.К., Федотова К.В., Козичев В.В. Исследование влияния массовой концентрации и размера частиц порошкообразного алюминия на фазу стоячей волны при экспериментальном определении скорости горения СВЧ-методом 203
Зайцев В.Н., Лоханов И.В., Новиков А.О. Экспериментальное исследование влияния частиц конденсированной фазы на электрофизические свойства потока продуктов сгорания модельного жидкостного ракетного двигателя 206
Ягодников Д.А., Барышев А.Н., Гриценко Т.В., Соколов С.В., Таирова Л.П., Цветков С.В. Исследование напряженно-деформированного состояния

трубчатых образцов из органопластика с датчиками на основе брэгговских решеток 209

Ягодников Д.А., Барышев А.Н., Гриценко Т.В., Соколов С.В., Цветков С.В. Диагностика композитных корпусов сосудов высокого давления с использованием оптоволоконных датчиков деформаций на основе брэгговских решеток 212

Ягодников Д.А., Барышев А.Н., Гриценко Т.В., Таирова Л.П., Соколов С.В. Применение волоконно-оптических датчиков на основе брэгговских решеток при исследовании напряженно-деформированного состояния кольцевых и трубчатых образцов из органопластика 214

Черкасов А.Н., Попов С.С. Методика оценивания влияния сепарации абразивных частиц в осевых компрессорах на характеристики газотурбинных двигателей 218

Черненко В.В., Манохина Э.С. Расчет характеристик потока во вращающихся каналах машин динамического действия 223

Класович Я.А., Черненко В.В. Перспективы развития ядерного ракетного двигателя в космосе 227

Шкут К.Л. Способ диагностирования технического состояния датчиков контроля параметров рабочего процесса газотурбинного двигателя 229

Сидоркина Ю.А., Серебрянская И.Е. Исследование алгоритмов оценивания параметров многокомпонентного вибрационного сигнала, характеризующих потенциально опасные резонансные процессы 233

Секция 4. **Космическая энергетика и космические электроракетные двигательные системы — актуальные проблемы создания и обеспечения качества, высокие технологии 237**

Назаренко И.П., Севрук С.Д., Хартов С.А. Л.А. Квасников — организатор энергетического направления кафедры «Электроракетные двигатели, энергетические и энергофизические установки» Московского авиационного института 239

Бекметов И.О., Дрондин А.В., Захаренков Л.Э., Семенкин А.В., Солодухин А.Е., Янчур С.В. Об особенностях отработки энергодвигательных технологий современных космических аппаратов 241

Павлов А.В. Вынесенный поджиг разряда магнитоплазменного компрессора изолированной свечей в вакууме 243

Данилов В.М., Павлов А.В., Телех В.Д., Пасынкова Д.С., Протасов Ю.Ю. Исследование эффективности испарения полимеров вакуумным ультрафиолетовым излучением 246

Гордеев С.В., Попов И.А., Богатый В.И., Дьяконов Г.А., Семенихин С.А. Исследование системы инициирования разряда абляционного импульсного двигателя с малой энергией разряда 249

Мозговой А.Г., Болотов Я.К., Егошин Д.А., Никулин В.Я., Огинов А.В., Шпаков К.В., Тиликин И.Н., Родионов А.А., Ерискин А.А. Электроракетный двигатель с многократным ускорением массы плазмоидов 251

Овчар А.В. Прорывное движение без пропеллента: физическая модель двигателя на основе V-резонатора 255

Савилкин С.Б., Савилкин С.С., Мацыкин С.В., Осипов В.В. Облик системы электропитания малого космического аппарата 257
Халифе Хассан, Смирнов С.В., Борисов Ю.А. Автономный источник питания на базе свободнопоршневого двигателя Стирлинга для космического применения 259
Сафронов А.А. Тенденции развития капельных холодильников-излучателей 263
Онуфриев А.В., Онуфриев В.В., Перевезенцев В.В., Дмитриев С.Н. О влиянии удельного тепловыделения смеси радионуклидов на относительную массу, транспортируемого в режиме «самодоставка», отработанного ядерного топлива при космическом захоронении 266
Онуфриева Е.В., Онуфриев В.В. К вопросу о вентильных свойствах газоразрядного диода и расчета напряжения обратного дугового пробоя диода по уточненной аналитической зависимости 269
*Акатьев И.Д., Айзатуллен П.Р., Яшин М.С., Онуфриев В.В.*Физико-математическая модель динамики переходных процессов радиационного теплообменника на основе газорегулируемых тепловых труб 272
Феклистова А.А., Рябцева М.В., Бадурин И.В., Чуянова Е.С., Логинова Е.С. Оптимизация глубины залегания *p–n*-перехода кремниевого фотоэлектрического преобразователя 275
Козырев А.Ф., Цыникин С.А., Рябцева М.В., Сергеев О.С. Автоматизация процесса обработки результатов наземной экспериментальной обработки батареи солнечной 279
Сергеев О.С., Лебедев А.А., Цыникин С.А. Применение 3D-моделирования для оптимизации процесса МОС-гидридной эпитаксии в технологии изготовления солнечных элементов космического назначения 282

***Секция 5.* Прикладная небесная механика и управление движением 285**

Сидоренко В.В. Исследование движения осесимметричного спутника в гравитационном поле с помощью отображения, аппроксимирующего фазовый поток системы 287
Грушевский А.В., Голубев Ю.Ф., Тучин А.Г. Виртуальные гравитационные маневры при проектировании межпланетных перелетов 289
Каленова В.И., Морозов В.М., Тихонов А.А. Стабилизация относительного равновесия спутника при учете более сложной модели геомагнитного поля .. 295
Широбоков М.Г., Суслов К.С., Овчинников М.Ю., Дронов П.А., Приданников С.Ю., Нестеренко А.Н., Толстель О.В. Предварительный анализ траекторий перелета легкого буксира с электрореактивной двигательной установкой в системе Земля — Луна 299
Александр А.Б., Никонов В.И. Мультипольное представление потенциала гравитационного поля 303
Иванюхин А.В., Ивашкин В.В., Петухов В.Г., Юн Сон Ук. Проектирование низкоэнергетических перелетов к Луне с комбинацией большой и малой тяги на траектории временного захвата 305

Корнеев К.Р., Широбоков М.Г., Перепухов Д.Г. Исследование влияния дискретизации и численных ошибок на работу нейросетевой модели при навигации в гравитационном фокусе солнца 307
Иванюхин А.В., Кравченко В.С. Двухимпульсный межорбитальный перелет на основе решения задачи Ламберта с оптимизацией времени перелета 310
*Васькова В.С., Родников А.В.*О движении вдоль троса космического аппарата с неидеальным солнечным парусом 312
*Игнатов А.И., Иванов Г.А., Коломиец Е.С.*Исследование движения твердого тела относительно неподвижной точки с использованием переменных Андуайе — Депри 314
Корнеев К.Р., Овчинников М.Ю., Перепухов Д.Г., Трофимов С.П. Двухуровневая схема оптимизации перелета Земля — Марс малого космического аппарата по гибридной схеме с электрореактивной двигательной установкой 316
Свертилов С.И., Богомолов В.В., Овчинников М.Ю., Иванов Д.С., Июдин А.Ф., Оседло В.И. Мульти-спутниковая группировка Московского университета: динамика баллистических характеристик и результаты магнитосферных и астрофизических исследований 319
Глазунова И.А., Трофимов С.П., Целоусова А.А., Овчинников М.Ю., Дронов П.А., Приданников С.Ю., Нестеренко А.Н., Толстель О.В. Высокоапогейное развертывание многоплоскостной лунной группировки с использованием однопусковой схемы выведения 320
Суслов К.С., Шестаков С.А., Широбоков М.Г., Овчинников М.Ю., Богачев С.А., Дронов П.А., Приданников С.Ю., Нестеренко А.Н., Толстель О.В. Вывод и поддержание тетраэдральной формации малых космических аппаратов для исследования магнитосферы Земли 323
Байков А.Е. Устойчивость относительных равновесий в плоской ограниченной задаче четырех тел 326
Зубко В.А., Эйсмонт Н.А., Федяев К.С., Беляев А.А., Назиров Р.Р., Корянов В.В. Подход, обеспечивающий посадку в выбранном регионе на поверхности Венеры с использованием 1:1-резонансной орбиты для миссии по исследованию Венеры 330
Орлов В.В., Иванов Д.С. Относительная навигация фемтоспутников по измерениям амплитуды сигнала анизотропных антенн связи 332
Гришко Д.А., Баранов А.А. Обзор подходов к планированию миссий увода крупных пассивных объектов с низких орбит 334
Ковалев В.В., Старинова О.Л. Программа управления для расчета перелета космического аппарата к системе юпитера с применением бортовых двигателей малой тяги 337
Лысенко А.С., Першин Д.В. Система стабилизации малого космического аппарата формата CubeSat 340
Ткачев С.С., Ролдугин Д.С., Охитина А.С. Сравнительный анализ подходов к одноосной ориентации спутника формата 6U-CubeSat 343
Красильников П.С., Доброславский А.В. О новом разложении вековой части возмущающей силовой функции в ограниченной круговой задаче трех тел: внутренний вариант 345

Пупков М.В., Эйсмонт Н.А., Старинова О.Л., Федяев К.С. Варианты продления миссии космической обсерватории спектр-рентген-гамма для изучения астероидов 349

Нерядовская Д.В. Выбор начальных условий для свертывания тросовой системы в точках либрации L1, L2 системы Марс — Фобос 351

Морина З.В., Дорошин А.В. Динамика углового движения космических аппаратов с диссипативным демпфером 353

***Секция 7.* Развитие космонавтики и фундаментальные проблемы газодинамики, горения и теплообмена 357**

Тугаенко В.Ю., Грибков А.С., Гранкина Е.Н., Щербенко Н.В. Натурные исследования плазменного слоя вокруг спускаемого аппарата космического корабля «Союз» при прохождении атмосферы земли 359

Рулева Л.Б., Солодовников С.И. Экспериментальные исследования газоразрядной плазмы в потоке 363

Гурылева Н.В., Иванькин М.А., Лапинский Д.А., Малашевский С.А., Мешенников П.А., Терешин А.М. Течение торможения в секционированном модельном канале 366

Волков Л.С., Фирсов А.А. Влияние частоты импульсного энерговклада на интенсификацию смешения дозвуковой и сверхзвуковой вторичной поперечной струи с потоком воздуха 368

Попов П.А., Масюкевич А.В., Колесник Е.В., Монахов Н.А., Бабич Е.В. Измерение давления и теплового потока в передней отрывной области при обтекании цилиндра спутным сверхзвуковым потоком 371

Сергеев М.Н. Поверхностное натяжение магнитной наножидкости 374

Зубин М.А., Максимов Ф.А. О структуре течения при сверхзвуковом обтекании полуконуса на пластине 375

Ильин В.В., Моржухина А.В., Викулов А.Г. Идентификация теплофизических свойств сверхпроводниковой катушки статора генератора для силовой криогенной энергосистемы космических аппаратов 378

***Секция 8.* Экономика и управление предприятиями ракетно-космической промышленности 381**

Азаренко Л.Г. Экономическая эффективность применения космических аппаратов малой размерности 383

Бром А.Е., Третьякова В.А. Систематизация атрибутов бизнес-процессов в рамках цикла управления машиностроительным предприятием 385

Бунак В.А., Белицина Е.В., Белова Ю.Н., Цандер Я.М. Правовой статус цифрового двойника производства промышленного предприятия 388

Герцик Ю.Г., Омельченко И.Н. Анализ предпосылок и механизмов создания промышленной экосистемы в ракетно-космической отрасли на основе концепции «Индустрия 5.0» 392

Давыдов А.Д., Прохорова Е.П. Поддержание надежности аэрокосмической техники в производственных системах при реализации модульного принципа построения 397

Корсаков С.В., Смирнов В.Г. Порядок планирования целевых работ на Международной космической станции 400
Корсаков С.В., Смирнов В.Г. Реализация мероприятий Долгосрочной программы целевых работ на Международной космической станции 403
Ляхович Д.Г. Планирование реализации проектов создания изделий ракетно-космической техники: система и алгоритм внедрения 405
Мелихова Е.Д., Третьякова В.А. Проблемы планирования НИОКР на предприятиях ракетно-космической отрасли 408
Омельченко И.Н., Яценко Р.Д. Основные положения реорганизации организационно-производственной системы предприятий ракетно-космической отрасли в условиях перехода к серийному производству 411
Пилюгина А.В. Оптимизация процессов управления композиционными материалами на примере технологии комплектации 415
Пилюгина А.В. Оценка экономической эффективности на этапе эскизного проектирования устройств увода вышедших из строя спутников в плотные слои атмосферы 419
Политов Д.П., Шиповалов М.В., Смирнов К.А., Соколянский В.В., Пахомов Ю.С. Новый подход к оценке величины процессного капитала высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли 422
Политов Д.П., Шиповалов М.В., Смирнов К.А., Соколянский В.В., Пахомов Ю.С. Разработка системы прокси-показателей процессного капитала высокотехнологичных предприятий ракетно-космической отрасли 424
Солониченко К.А., Третьякова В.А. Разработка системы показателей для принятия управленческого решения о реализации стратегии диверсификации производства 426
Яценко В.В. Интеграционные процессы в ракетно-космической отрасли 428

Секция 9. **Космонавтика и устойчивое развитие общества (концепции, проблемы, решения) 433**

Рыжков В.В., Яценко М.Ю., Воронцов В.А. Анализ факторов, влияющих на качество фото- и видеосъемки Венеры при помощи мультироторного летательного аппарата 435
Яценко М.Ю., Воронцов В.А. Схемные решения мультироторного летательного аппарата как технического средства исследования Венеры 438
Семисорин Е.В., Хмель Д.С. Использование управляемого воздушным винтом аэростата для изучения атмосферы Венеры 441
Дидковский А.А., Ефремов Д.И., Хмель Д.С., Щербаков Ю.В. Стратостат с оболочкой открытого типа и баллоном избыточного давления для плавания в атмосферах планет 443
Скоков С.С. О необходимости предварительной отработки программного обеспечения бортовых систем космических аппаратов 446
Матвеев Ю.А., Позин А.А., Юрченко М.И. Многофункциональный демонстратор технологий на базе мобильной оперативной платформы ракеты-носителя сверхлегкого класса 450

Воронцов В.А., Киспе Мендоза Михаэль Винсент. Анализ возмущающих воздействий при вводе в действие аэростата в атмосфере Венеры методом Монте-Карло 453
Матвеев Ю.А., Ламзин В.В., Ламзин В.А. Методика оценки альтернативных проектных решений космических аппаратов в прогнозируемый период 455
Матвеев Ю.А., Ламзин В.В., Ламзин В.А. Исследование характеристик модификаций космических аппаратов в прогнозируемый период 457
Воронцов В.А., Любезный Б.В. Вопросы создания новых технических средств исследования атмосферы планеты Венера 459
Алакин В.М., Максимов А.В., Чухраев И.В. Применение метода частотной поверхности для анализа двумерных звеньев систем управления 461
Митина А.А., Темарцев Д.А., Прудков В.Н. Российская орбитальная станция — условия наблюдения объектов в приполярных областях земной поверхности 463
Корзун В.Г., Шкаплеров А.Н., Темарцев Д.А., Кошенко А.В., Прокопенко Ю.П. Участие ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина» в работах по экологическому обследованию Земли из космоса 467

***Секция 10*. Космонавтика и культура 471**
Степанов Г.Н. Экипажи «Бурана» 473
Вершинина Л.П. ТАСС уполномочен ... Проекты сообщения ТАСС о первом полете человека в космос 475
Гачева А.Г. Исследовательские, мемориальные, культурно-просветительные инициативы к 200-летию Н.Ф. Федорова, родоначальника русского космизма, музеолога, библиософа, педагога 477
Малая Е.В. Архитектурные проекты космических поселений как образы будущего человечества 485
Кузнецов М.И. Космический наукоград «Циолковский» как центр туристического кластера 492
Линник Н.В. Органическое всеединство в творчестве художников-космистов группы «Амаравелла» 495
Лыкова Е.М. Вклад П.Ф. Брацлавца в развитие отечественной космонавтики (по материалам музея АО «НИИ телевидения») 498
Митропов В.В. Вклад экспедиций научно-исследовательских судов морского космического флота в реализацию отечественных космических программ 502
Митропов В.В. Океанские опоры космических программ нашего отечества 504
Раткин Л.С. К 300-летию Российской академии наук: космонавтика и культура потребления результатов интеллектуальной деятельности отечественных ученых на примере разработок в сфере квантовых технологий 506
Раткин Л.С. К первому полету российско-белорусского экипажа на Международную космическую станцию: роль члена Совета ветеранов Российской академии наук, президента Академии наук Белорусской ССР Н.А. Борисевича в развитии научного и культурного российско-белорусского сотрудничества в космической сфере 510

Раткин Л.С. К 80-летию открытия Второго фронта: роль антифашистских партизанских отрядов с участием советских граждан в Великой Отечественной войне и современное российско-итальянское научное и культурное сотрудничество в космической сфере 515
Марусев А.С., Лужная З.И. К 100-летию создания «Общества изучения межпланетных сообщений» 521
Аксенова Е.Н. Историко-документальная интернет-выставка «Я хочу лететь в космос» к 90-летию со дня рождения Виктора Ивановича Пацаева 533
Садым В.А., Садым К.Б. Проблемы изучения и сохранения советской мозаики космической тематики как объекта историко-культурного наследия Краснодарского края 541
Садовский А.М. Выставочный центр ИКИ РАН: прошлое, настоящее и будущее 545
Котлова Л.А., Гачева А.Г. Культурно-просветительский проект «Два Гагарина»: от полета мысли — к полету в космос 547
Тычина П.А. 100 лет роману «Аэлита». Что дальше? 550
Добренькая М.В. Первый космический архив: история и современность 555
Ростовцева Е.Ю. Документалистика и эстетика в деятельности корпоративного музея на примере практик Демонстрационного центра ЦАГИ 558

Научное издание

XLVIII АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ

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

Сборник тезисов

23–26 января 2024 г.

Том 1

Художник *Я.М. Асинкритова*
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 24.09.2024. Формат 70×100/16.
Усл. печ. л. 46,48. Тираж 100 экз.

Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.
105005, г. Москва, улица 2-я Бауманская, д. 5, стр. 1.
press@bmstu.ru
https://press.bmstu.ru

Отпечатано в типографии МГТУ им. Н.Э. Баумана.
105005, г. Москва, улица 2-я Бауманская, д. 5, стр. 1.