РОССИЙСКАЯ АКАДЕМИЯ НАУК

ГОСУДАРСТВЕННАЯ КОРПОРАЦИЯ ПО КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ «РОСКОСМОС»

КОМИССИЯ РАН ПО РАЗРАБОТКЕ НАУЧНОГО НАСЛЕДИЯ ПИОНЕРОВ ОСВОЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

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

XLVII АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ

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

Сборник тезисов

Москва, 24–27 января 2023 года

Том 2

XLVII ACADEMIC SPACE CONFERENCE

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

Abstracts

Moscow, 24–27 January 2023

Volume 2

BAUMANPRESS
Москва
ИЗДАТЕЛЬСТВО
МГТУ им. Н.Э. Баумана
2023

УДК 629.78(063)
ББК 39.6
А38

Издание доступно в электронном виде по адресу
https://bmstu.press/catalog/item/8017/

А38 **XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства** (Москва, 24–27 января 2023 года) : сборник тезисов : в 4 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, 2023.

ISBN 978-5-7038-6053-3

Т. 2. — 414, [2] с. : ил.

ISBN 978-5-7038-6122-6

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

Материалы представлены в форме тезисов докладов по тематике, являющейся предметом обсуждений в работе двадцати двух секций по соответствующим направлениям. Во второй том вошли материалы секций 9–13.

УДК 629.78(063)
ББК 39.6

Издается в авторской редакции.

© МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023
© Оформление. Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2023

ISBN 978-5-7038-6122-6 (т. 2)
ISBN 978-5-7038-6053-3

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 имени С.А. Лавочкина»
- Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н.Е. Жуковского
- Институт медико-биологических проблем РАН
- АО «Научно-исследовательский и конструкторский институт химического машиностроения»
- Российская академия космонавтики имени К.Э. Циолковского
- Ассоциация музеев космонавтики
- Научно-исследовательский испытательный центр подготовки космонавтов имени Ю.А. Гагарина
- АО «Научно-производственное предприятие «Квант»
- АО «Государственный ракетный центр имени академика В.П. Макеева»
- АО «Ракетно-космический центр «Прогресс»
- АО «Российские космические системы»
- Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова
- Самарский национальный исследовательский университет имени академика С.П. Королёва
- Объединенный институт высоких температур РАН
- Военная академия Ракетных войск стратегического назначения имени Петра Великого
- Всероссийский научно-исследовательский институт авиационных материалов
- АО «Газпром космические системы»
- Московский государственный технический университет имени Н.Э. Баумана (национальный исследовательский университет)
- Московский государственный университет имени М.В. Ломоносова
- Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
- Томский государственный университет
- Российский экономический университет имени Г.В. Плеханова
- Московский физико-технический институт (национальный исследовательский университет)
- Уральский федеральный университет имени первого Президента России Б.Н. Ельцина
- Санкт-Петербургский государственный университет
- Северо-Кавказский федеральный университет
- ГЕОХИ РАН им. В.И. Вернадского
- Московский авиационный институт (МАИ)

- 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. Решетнёва
- 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

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

УДК 520.607

Экономика многоразовости будущей космонавтики и вопросы оперативности

Козедра Петр Андреевич kpa_777@mail.ru
ФГБУ «НПО «Тайфун»
Позин Анатолий Александрович pozin@rpatyphoon.ru
ФГБУ «НПО «Тайфун»
Матвеев Юрий Александрович matveev_ya@mail.ru
МАИ

Представлены результаты анализа влияния различных способов обеспечения многоразовости ракета-носителей различных классов, в том числе и сверхлегкого класса, на основе твердотопливных технологий с различных пусковых платформ, а также влияние основных параметров перспективных транспортных систем на оперативность решения задач в интересах отраслевых и федеральных органов исполнительной власти. Сделан вывод, что предложенный методический подход может быть применен при проведении проектно-поисковых исследований способов совершенствования системы средств выведения космических аппаратов.

Ключевые слова: *малые космические аппараты, многоразовые транспортные космические системы, экономика космической деятельности, транспортные системы сверхлегкого класса, ракета-носитель сверхлегкого класса, сложная организационно-техническая система*

Формирование рынка услуг по доставке полезного груза (ПГ) на орбиту искусственного спутника Земли основывается на ограниченном количестве источников финансирования, что служит сдерживающим фактором в развитии новых и перспективных систем выведения космического назначения. Первым аспектом сдерживания активного развития этого направления науки и техники является государственное финансирование новых и перспективных средств выведения (СВ), ограничивающихся гарантированным решением поставленных задач, и, в основном, отвечает за потребности национальной независимости (во всех аспектах значения этого выражения). Второй аспект — негосударственный сегмент финансирования. Требует гарантированного получения результатов с большим или огромным экономическим эффектом, что является решение поставленной задачи с низкой вероятностью реализации (или большими рисками).

В связи с высокой конкуренцией на рынке пусковых услуг, обусловленной достаточно ограниченной среднегодовой потребностью в запуске космических аппаратов (КА) и постоянно увеличивающейся номенклатуры СВ, которыми обеспечиваются коммерческие запуски, вынуждают вести непрерывную работу по повышению конкурентоспособности и технико-экономической эффективности изготавливаемых ракет-носителей (РН) и разгонных блоков [1, 2].

Одним из таких направлений совершенствования характеристик и стоимости показателей перспективных СВ является многократное использование ракетных блоков

отработанных ступеней РН или их отдельных элементов многократного применения или ремонтопригодных элементов конструкции РН. В соответствии с мировыми трендами развития РН с многоразовыми или частично многоразовыми ракетными блока ступеней предусматривается применение различных вариантов систем спасения [3].

В работе рассматриваются различные схемы обеспечения многоразовости ракетных блоков первых и вторых ступеней РН и их оценка по критерию оперативности выполняемых поставленных задач. При установленном ограничении на вид компонента топлива — твердотопливные ракетные технологии [4].

Представлены результаты анализа энергомассовой эффективности различенных РН с одноразовым и многоразовым ракетным блоком первой ступени вертикальной посадки с учетом особенностей схемы полета на участке возвращения. Исходя из полученных данных устанавливается масса ПГ и оценивается эффективность использования различных вариантов РН с учетом оперативности решения и логистики применения РКН и РН СЛК [5].

Применение рассмотренных способов спасения РКН и РН СЛК с многоразовыми ракетами блоками создают предпосылки для более эффективного использования энергетических возможностей РН с использованием технологий многоразовости (минимизации потерь ПГ относительно одноразовых РН), и, как следствие, снижения удельной стоимости выведения [6–10].

Предложенный методический подход может быть применен при проведении проектно-поисковых исследований способов совершенствования системы СВ КА, анализа и обоснования характеристик СВ любых типов на стадии формирования проектного облика создаваемой системы.

Литература

[1] Козёдра П.А., Матвеев Ю.А., Позин А.А., Чикачева Ю.В., Шершаков В.М. Оценка возможности проекта ракеты-носителя сверхлегкого класса для формирования спутниковых группировок. Инженерный журнал: наука и инновации, 2021, № 2. DOI: https://doi.org/10.18698/2308-6033-2021-2-2055 осителей вертикальной посадки. Космонавтика и ракетостроение, 2022, № 3 (126), с. 51–60.

[2] 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.

[3] Матвеев Ю.А., Позин А.А., Шершаков В.М. Системные вопросы создания ракет-носителей сверхлегкого класса. Вестник НПО им. С.А. Лавочкина, 2019, № 2. DOI: https://doi.org/10.26162/LS.2019.44.2.004

[4] Бахвалов Ю.А. Особенности перехода на многоразовые средства выведения. Общероссийский журнал «Полет», 2019, № 2, с. 3–14.

[5] Ганоненко О.В. Использование методов управления рисками при разработке и управлении программ технологического развития ракетно-космической промышленности. Космонавтика и ракетостроение, 2019, вып. 6 (111), с. 130–144.

[6] Журнал все о космосе. URL: aboutspacejornaL.net, 15:23 07/11/2022 (дата обращения 15.11.2022).

[7] URL: https://dzen.ru/media/scikit/deistvitelno-Li-vygodny-mnogordzovye-stypeni-raketnosilei (дата обращения 15.11.2022).

[8] Матвеев Ю.А., Позин А.А., Юнак А.И. Прогнозирование и управление экологической безопасностью при реализации сложных технических проектов. Москва, Изд-во МАИ, 2005, 368 с.

[9] URL: Lenta.ru/news/2022/11/11/vnfou/ (дата обращения 15.11.2022).

[10] Гостев Ю.А., Колосов Ю.А., Медведев А.А., Назаров С.С., Шохов Г.В. Перспективный способ спасения многоразового ускорителя первой ступени ракет-носителей вертикальной посадки. Космонавтика и ракетостроение, 2022, № 3 (126), с. 51–60.

УДК 629.788

Предпосылки проекта межпланетной транспортно-промышленной сети

Ахмедов Муслим Ринатович muslim33@yandex.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Мошаев Иларион Александрович moshaev@bk.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Мысляева Ирина Николаевна Mysliaeva@cosmos.msu.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Сазонов Василий Викторович sazonov@cosmos.msu.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Предложена разработка проекта межпланетной транспортно-промышленной сети. Предложение имеет целью снизить экономические риски при освоении космоса и увеличить потенциальную отдачу космических программ, в частности, проектов добычи космических ресурсов. Показано, что межпланетная транспортно-промышленная сеть, несмотря на отдаленность воплощения, может являться эффективной стратегической целью современной космонавтики, поскольку возникнет неизбежно и по объективным причинам. Проект сети должен быть разработан и использован в наши дни как главный критерий оценки потенциальной пользы любой космической программы, в частности, их вклада в обеспечение лидирующей позиции государства при освоении солнечной системы. Предложены концепция проекта, структура и уровень детализации, рассмотрены меры обеспечения продолжительной актуальности. Кроме собственно проекта предлагается разработать методику поиска оптимальной топологии сети и порядка ее развертывания. Показано, что сеть будет стремиться к самодостаточности и автоматизации, а также сможет оказывать обратное влияние на цели космической экспансии человека.

Ключевые слова: *межпланетная транспортно-промышленная сеть, развитие космонавтики, освоение космоса, космические ресурсы, космическое сырье, полезные ископаемые в космосе, производство в космосе, топливо из космического сырья*

В последнее десятилетие космос в большей степени, чем раньше рассматривается не как объект чисто научных исследований, а как поле для промышленного освоения. Западные страны во главе с США стимулируют частные проекты добычи космического вещества, пытаясь превратить космос в зону свободного предпринимательства и дать первопроходцам право владеть природными космическими объектами. Заключаются новые международные соглашения, к которым остальные страны могут присоединиться, фактически, на второстепенных ролях. Эти инициативы идут в обход договора 1967 года о принципах деятельности государств по исследованию и использованию космического пространства и становятся дополнительной причиной обострения международных отношений [1–7].

Действительно ли мы стоим на пороге промышленного освоения космоса или происходящее является очередной «золотой лихорадкой» западного общества? Экстраполяция тенденций развития космонавтики показывает, что это дело следующих поколений, однако нельзя исключать технологических скачков [1, 8–12]. Сейчас можно сказать, что добывать сырье в космосе с большой вероятностью будут, это вопрос времени, и упомянутые страны действуют с упреждением. Пользуясь всеоб-

щей некомпетентностью, они готовят международно-правовую базу для доминирования в космосе в грядущие десятилетия и даже столетия.

В этой обстановке возникает ответственная и сложная задача о принятии решений в поддержку чрезвычайно дорогих и рискованных проектов освоения космоса. Предлагаемая работа призвана внести определенность в проблему, снизить риски, создать инструмент оценки проектов и обеспечить потенциальную отдачу от вложений.

Лучшей оценкой отдельного действия является его способствование в достижении стратегической цели. Проблема добычи космических ресурсов имеет масштабный временной характер, и решения нашего дня должны приниматься с расчетом на весьма отдаленную перспективу. Необходим глобальный проект, в канву которого будут укладываться все шаги, предпринимаемые в этой области уже сейчас.

Настоящим в качестве глобального предлагается проект межпланетной транспортно-промышленной сети (МТПС) как предмета, который возникнет неизбежно в силу объективных причин.

Анализ возможностей добычи в космосе показывает, что доставка сырья на Землю чрезвычайно дорога и еще долго такой останется [7]. Напрашивается вывод о необходимости перерабатывать и использовать его на месте, «in situ». Следовательно, промышленное освоение космоса непременно выльется в сеть добывающих планетных баз, перерабатывающих комплексов, транспортных узлов, топливо-заправочных станций и маршрутов [1]. Причем из-за трудности сообщения с Землей возникшая как продолжение земной экономики космическая сеть будет стремиться к самодостаточности.

Предлагается:

- разработать проект межпланетной транспортно-промышленной сети;
- выполнить экономический анализ устойчивости развития сети;
- разработать методику синтеза оптимальных МТПС.

Проект сети должен содержать:

- перечни объектов с описанием функций и характеристик;
- перечни сырья, полуфабрикатов и готовой продукции;
- цепи движения сырья, полуфабрикатов и готовой продукции;
- транспортно-логистические схемы;
- экономический анализ устойчивости развития.

Важно отметить, что предлагаемый проект не должен быть навязанной идеей, представляющей видение государства, организации или группы лиц с субъективными критериями рациональности. Субъективизм и идеализм автоматически превращают его в фикцию. Проект должен описывать предмет, который возникнет естественным путем, без централизованного управления, в силу объективных причин: природных условий и неизменных качеств человеческого общества, в частности, конкуренции и сотрудничества при взаимной выгоде.

Именно такой проект способен дать ответ на важные вопросы:

- каковы тенденции распределения ролей государств в грядущем освоении космоса;
- как можно управлять этим распределением;
- каким может быть в этом участие России, и как обеспечить ей лидирующую и стабильную позицию;
- какие технологии следует развивать в первую очередь;
- каковы сильные и слабые стороны государства и какие его атрибуты нуждаются в развитии;
- какие проекты поддерживать, а какие можно без ущерба своему прогрессу отдать конкурентам;
- как строить международные отношения в сфере освоения космоса, какие соглашения принимать, а каким настойчиво предлагать альтернативу.

Очевидно, что проект в целом должен сохранять актуальность на протяжении десятилетий и быть не подверженным поворотам общественной жизни и развитию техники. Для этого необходимо положить в его основу базовые технологии, а также свойства человеческого общества, которые неизменны, как минимум, 150–200 лет.

В основе проекта должны быть следующие предпосылки (считается, что описанное далее будет иметь место в ближайшие сто лет):

- не будут найдены способы принципиально сократить физические потребности человека;
- не будут найдены способы межгосударственного управления безусловно приемлемым для всех образом;
- промышленность останется неотъемлемой частью общества и по-прежнему будет проявлять плохо контролируемый рост потребности в ресурсах;
- международная конкуренция в сфере экономики и промышленного развития сохранится;
- расслоение между странами на промышленное развитые и отсталые сохранится;
- технологии синтеза произвольных химических элементов в промышленном масштабе разработаны не будут;
- в науках о строении материи не будет сделано открытий, которые позволят отказаться от использования реактивной тяги, в связи с чем химические, ядерные и электрические ракетные двигатели останутся актуальными;
- человечество будет также настойчиво стремиться к автоматизации физического и умственного труда, а наука и технологии будут демонстрировать в этом направлении успехи.

Не следует ставить проект МТПС в один ряд с многочисленными проектами планетных баз, колоний и поселений [13–17]. В основе последних лежит ряд принципиальных недостатков, из-за которых они несмотря на полувековую историю с забвениями и ренессансами по-прежнему не вызывают практического интереса:

- неопределенность глобальной цели;
- отсутствие понимания, частью какой системы являются проектируемые огбъекты (при том, что именно функционирование в объемлющей системе может наделять их целью);
- непродуманность вопросов автономности;
- непродуманность оборота сырья и продукции;
- непродуманность дальнейшего развития;
- узкие представления о характере международного сотрудничества;
- идея участия людей и человеческой экспансии как главный смысл проектов.

В частности, упомянутые проекты слабо принимают в расчет чрезвычайно высокую стоимость пребывания человека в космосе. Пилотируемые экспедиции на порядки сложнее и опаснее автоматических, присутствие человека требует заботы о нем более, чем о целях экспедиций, и тенденций к изменению ситуации нет. \ Это обстоятельство вместе с бурным прогрессом в робототехнике заставит пересматривать не только методы, но цели и смысл космической экспансии. МТПС будет стремиться к сокращению поставок с Земли и, в том числе, человеческого труда. Вероятно, МТПС, подобно мировой промышленности наших дней, обнаружит стремление стать «вещью в себе», глобальный мотив существования которой — не служение человеку, а собственное развитие как таковое. Возможно, что под натиском обстоятельств у сети появится координационный центр, и она начнет демонстрировать целенаправленное поведение. Впрочем, эти вопросы относятся скорее к разряду философских и выходят за рамки предлагаемого исследования.

Таким образом, проект межпланетной транспортно-промышленной сети призван охватить вниманием всю деятельность по освоению космических тел и, опираясь на информацию о природных, технологических и общественных условия, систематизировать проекты, выбирать достойные воплощения и указывать направление их развития.

Литература

[1] Мысляева И.Н. (ред.)., Ахмедов М.Р. (ред.). Добыча космических ресурсов: оценка возможностей и перспектив добычи ресурсов вне Земли. Москва, Курс, 2022, 192 с.

[2] Договор о принципах деятельности государств по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела. Принят резолюцией 2222 (XXI) Генеральной Ассамблеи ООН от 19 декабря 1966 г., открыт для подписания 27 января 1967 г., вступил в силу 10 октября 1967 г. URL: https://www.un.org/ru/ documents/ decl_conv/conventions/outer_space_governing.shtml (дата обращения 25.11.2022).

[3] Space Resources are the Key to Safe and Sustainable Lunar Exploration. Spaceref.com. Available at: https://spaceref.com/status-report/space-resources-are-the-key-to-safe-and-sustainable-lunar-exploration/ (accessed November 25, 2022).

[4] NASA Selects Companies to Collect Lunar Resources for Artemis Demonstrations. Spaceref.com. Available at: https://spaceref.com/press-release/nasa-selects-companies-to-collect-lunar-resources-for-artemis-demonstrations/ (accessed November 25, 2022).

[5] Foust J. Congress Defends Commercial Space Bill's Resource Rights Provisions. 11 December 2015. SpaceNews. Available at: https://spacenews.com/congress-defends-commercial-space-bills-resource-rights-provisions/ (accessed November 25, 2022).

[6] Luxembourg's new space law guarantees private companies the right to resources harvested in outer space in accordance with international law. 11 November 2016. Luxembourg Space Agency. Available at: https://space-agency.public.lu/dam-assets/press-release/2016/ 2016_11_11PressReleaseNewSpacelaw.pdf (accessed November 25, 2022).

[7] Ахмедов М.Р. Сравнительный анализ вариантов возвращаемых экспедиций на астероиды. XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, т. 2, с. 46–49.

[8] Нароенков С.А., Шустов Б.М. Космические ресурсы. Земля и Вселенная, 2019, № 1, с. 18–30.

[9] Шустов Б.М. Космические ресурсы для развития экономики и науки. ВКС, 2019, № 4 (101). URL: https://cyberleninka.ru/article/n/kosmicheskie-resursy-dlya-razvitiya-ekonomiki-i-nauki (дата обращения 25.11.2022).

[10] Бусарев В.В. Астероиды. Научно-популярный обзор. URL: http://selena.sai.msu.ru/Home/ SolarSystem/asteroids/asteroids.htm (дата обращения 25.11.2022).

[11] Resources in Space. A Universe of Potential // Luxembourg Space Agency. [Электронный ресурс] URL: https://space-agency.public.lu/en/space-resources/ressources-in-space.html (дата обращения: 25.11.2022).

[12] Лобко В.Ю. Добыча и переработка космических полезных ископаемых. Кулагинские чтения: техника и технологии производственных процессов, 2016, с. 126–131.

[13] Морозов С.Л. Идеология космической экспансии. Воздушно-космическая сфера, 2019, № 1 (98), с. 50–61.

[14] Аньков В. Российская компания вызвалась создать базу на Луне. РИА Новости. 31 декабря 2014. URL: https://ria.ru/20141231/1040992406.html (дата обращения 25.11.2022).

[15] Мержанов А.И. Лунная база «Барминград». Проект, опередивший время. Воздушно-космическая сфера, 2018, № 2 (95), с. 108–117.

[16] Коротеев А.С. (ред.). Пилотируемая экспедиция на Марс. Москва, Российская академия космонавтики им. К.Э. Циолковского, 2006.

[17] Report of the 90-Day Study on Human Exploration of the Moon and Mars. NASA News, November 20 1989, 159 p.

УДК 327.8

Трансформация основных направлений обеспечения безопасности космической деятельности в околоземном пространстве в условиях геополитической напряженности

Павлова Елена Александровна elenae312@gmail.com
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Рассмотрена необходимость изменения и перестройки российских космических программ, внедрение в перспективные направления новых научных и технических решений в условиях обострения геополитической обстановки. Стратегии в области космической индустрии должны быть нацелены исключительно на реализацию интересов нашей державы. В докладе представлены актуальные направления обеспечения безопасности деятельности в околоземном пространстве в период геополитической напряженности.

Ключевые слова: *космическая деятельность, целеполагание, управление космическим движением, национальная безопасность, околоземное космическое пространство*

Одним из важных направлений, отражающим национальный уровень развития и способным стать щитом России в дестабилизирующем влиянии различных западных игроков под влиянием США, является направление, связанное с полной космической осведомленностью об объектах и событиях, происходящих на околоземных орбитах, включая прилегающие направления, связанные с природой космического пространства (далее по тексту — ок-пространства), как уникального ресурса человечества.

Целеполагание — один из ключевых процессов, определяющий вектор дальнейшего развития, цель всегда должна быть сформулирована четко, не размыто, недопустима двусмысленность. Согласно документам США, космос является фактором обеспечения национальной безопасности, однако происходит его активное использование в целях сбора информации и для размещения ударных средств. В стратегии национальной безопасности США от 12 октября 2022 года определены цели, которые заключаются в намерении руководить всем миром.

В части космической деятельности приоритетной целью США является непоколебимое лидерство, подразумевающего под собой, в том числе, правила поведения в космосе, сформированные для всего мира. В документе сказано: «США должны возглавить обновление управления космическим пространством, создание системы координации космического движения и наметить путь для будущих космических норм и контроля над вооружениями» [1, 2].

В российских подходах цели отражены следующим образом. В документе, посвященном системе «нового поколения» [3], направленной на обеспечение безопасности в околоземном космическом пространстве сформулирована следующая цель, заключающаяся в информационном обеспечении безопасности космической деятельности Российской Федерации и других государств. Отмечается, что должна быть снята информационная зависимость России и обеспечены ее лидирующие позиции в сфере координации международной деятельности по обеспечению безопасности в околоземном космическом пространстве.

Таким образом, признается информационная зависимость от других государств, что недопустимо для космической державы, а цель по обеспечению безопасности других государств и координация международной деятельности, отраженные в концепции, как ключевые — излишни, поскольку цели должны быть направлены исключительно на интересы России.

Актуальность направлений безопасности деятельности в ок-пространстве обуславливается, среди прочего, необходимостью решения следующих задач [4]:

- формирование правил поведения в ок-пространстве, управления космическим движением (трафиком);
- делимитация воздушного и космического пространств;
- решение вопросов астероидно-кометной безопасности;
- появление технологий активного увода космических объектов;
- мониторинг объектов и событий в ок-пространстве;
- развертывание многоспутниковых орбитальных группировок;
- вывод на орбиту космического аппарата с ядерной энергодвигательной установкой и др.

Каждая из представленных задач, в настоящий момент, пересматривается с позиций усиления мощи и потенциала Российской Федерации. В частности, задача управления космическим движением успешно решается в части формирования определенных правил поведения в космосе, вне зависимости от правил, навязываемых США.

Расчетные задачи, связанные с предупреждением возникновения опасных событий в космосе, решаются методами численного прогнозирования траекторий движения, построенные из астрометрических данных, полученных от оптических средств мониторинга ок-пространства.

Задача предупреждения астероидно-кометной безопасности рассматривается с позиций оптимизации величины риска парируемых угроз с возможностями по их устранению, достижимыми в текущей стадии научно-технического прогресса человечества.

В текущих условиях, связанных с напряженностью геополитической обстановки, возникают новые векторы обеспечения безопасности деятельности в ок-пространстве. Трансформация представленных в докладе направлений позволит обеспечить достойные и сильные позиции Российской Федерации в космическом «щите».

Литература

[1] Стратегии национальной безопасности США от 12.10.2022 г. URL: https://www.whitehouse.gov/wp-content/uploads/2022/10/Biden-Harris-Administrations-National-Security-Strategy-10.2022.pdf (дата обращения 27.11.2022).

[2] Харланов А.С., Белый Р.В. Анализ вызовов глобальных угроз России при развитии систем космического вооружения США как построение системы тотального военного доминирования. Образование. Наука. Научные кадры, 2020, № 1, с. 85–91. DOI: https://doi.org/10.24411/ 2073-3305-2020-10021

[3] Концепция создания системы информационно-аналитического обеспечения безопасности космической деятельности. URL: http://www.inasan.ru/wp-content/uploads/2022/05/Cont_1801_2022.pdf (дата обращения 27.11.2022).

[4] Павлова Е.А. Основные направления обеспечения безопасности космической деятельности в околоземном космическом пространстве. Глобалистика-2020: глобальные проблемы и будущее человечества. VI Междунар. науч. конгресс: электронный сб. тез. Москва, МГУ имени М.В. Ломоносова, 2020, с. 333–339. URL: https://www.mgpu.ru/wp-content/uploads/2020/05 Elektronnyj-sbornik-tezisov-uchastnikov.pdf (дата обращения 15.08.2022).

УДК 629.78

Проблема космической экспансии человечества: предыстория, новая постановка и новые решения для устойчивого развития и управляемой эволюции

Кричевский Сергей Владимирович svkrich@mail.ru

Институт истории естествознания и техники имени С.И. Вавилова РАН

Представлены краткий анализ предыстории постановки и решения проблемы космической экспансии человечества в России и мире в XX–XXI веках, и возможные перспективы. Сделана новая постановка проблемы экспансии и попытка ее решения на концептуальном уровне с выходом на конкретные проекты в науке и практике. Рассмотрены новые решения, идеи, проекты и технологии экспансии для выживания, безопасности, устойчивого развития и управляемой эволюции техники, человека и социума на Земле и в космосе.

Ключевые слова: *концепция, освоение космоса человеком, предыстория, проблема, человечество, устойчивое развитие, эволюция, экспансия*

Публикуются материалы исследований автора по плану НИР ИИЕТ РАН в 2022 году, в продолжение монографии [1], в дискурсе освоения космоса человеком в парадигме экспансии.

Экспансия в космос — «вечная» проблема, большой космический вызов и шанс для спасения человечества от катастрофы на Земле.

Представлены краткий анализ предыстории постановки и решения проблемы космической экспансии человечества в России и мире в XX-XXI веках, и возможные перспективы.

Через 100 лет после постановки проблемы экспансии К.Э. Циолковским [2, 3] отношение общества в России и мире к экспансии трансформировалось от эйфории до стагнации, отрицания возможности и необходимости экспансии — до активного противодействия. Не удалось создать автономные постоянные поселения в космосе, достигнут предел непрерывной безопасной жизни людей вне Земли при существующих технологиях. По сути мы все еще в начале процесса экспансии, он не стал необратимым. Это обусловлено сложностью экспансии в космос, нарастанием проблем на Земле, особенно в связи с новым «двойным» глобальным кризисом (пандемия и «передел мира») с 2020 года и с 2022 года.

Вместе с тем важным следствием попыток решения проблемы экспансии в теории и практике является более полное и глубокое понимание ценности человеческой жизни, условий и качества жизни на Земле, чрезвычайной важности сохранения нашей планеты, ее биосферы, и решения нарастающих экологических проблем в России и мире, перехода к устойчивому освоению космоса в балансе с решением земных проблем. Одним из первых в нашей стране и мире проблему освоения космоса для устойчивого развития человечества поставил А.Д. Урсул (1936-2020) [4].

Сделана новая постановка проблемы экспансии в космос и попытка ее решения на концептуальном уровне с выходом на конкретные проекты в науке и практике. Причем, в новой парадигме для новой волны освоения космоса — сохранение Homo sapiens как высший приоритет деятельности человека и человечества на Земле и в космосе для выживания, безопасности и развития (предложена автором в 2020 г.) [1].

Рассмотрены новые решения, идеи, проекты и технологии экспансии для выживания, безопасности, устойчивого развития и управляемой эволюции техники, человека и социума на Земле и в космосе. Среди них проекты: «Универсальный космический дом» для постоянной, полноценной, достойной жизни людей вне Земли, достижения высокого качества жизни в космосе; космический Ноев ковчег вне Земли — «Резервное человечество» в околоземном космосе и на Луне для «обратного» заселения и восстановления человечества после возможной глобальной катастрофы на нашей планете, дальнейшей экспансии в космос; «Космическое государство вне Земли» (проект Asgardia) [1, 5].

В логике «тезис – антитезис – синтез» России в сотрудничестве с мировым сообществом, в том числе через создание Всемирного космического союза, предстоит преодолеть кризис в освоении космоса человеком, выйти за достигнутые пределы, найти и реализовать новые решения проблемы экспансии в науке, образовании и практике.

Систематические исследования проблемы экспансии в космос — новое научное направление для науки и практики. В перспективе возможно создание новой учебной дисциплины.

Но остаются открытыми два сложнейших и чрезвычайно важных вопроса:

1. Сможет ли человек, используя опыт, новые знания и технологии, длительно (многие годы), а затем и постоянно жить вне Земли?
2. Сумеет и успеет ли человечество преодолеть современный глобальный кризис, а затем договориться, объединить усилия и осуществить экспансию в космос до глобальной катастрофы на Земле?

Ответы можно получить только опытным путем в процессе реальной деятельности, новых исследований и целенаправленной экспансии в космос.

Литература

[1] Кричевский С.В. Перспективы освоения космоса человеком: новые идеи, проекты, технологии. Москва, ЛЕНАНД, 2021, 320 с.

[2] Циолковский К.Э. Исследование мировых пространств реактивными приборами: (переиздание работ 1903 и 1911 гг. с некоторыми изменениями и дополнениями). Калуга, 1-я Гостипография ГСНХ, 1926, 128 с.

[3] Циолковский К.Э. Вне Земли (Повесть). Калуга, Калужское общество изучения природы местного края, 1920, 118 с.

[4] Урсул А.Д. Путь в ноосферу. Концепция выживания и устойчивого развития человечества. Москва, Луч, 1993, 275 с.

[5] Кричевский С.В. Пора наладить жизнь людей вне Земли. Воздушно-космическая сфера, 2022, № 1, с. 6–17.

УДК 528.8 504.3

Совместное использование данных дистанционного зондирования Земли и результатов численного моделирования для оценки экологической обстановки Крымского полуострова

Егоркин Александр Алексеевич egorkin1974@yandex.ru
Институт природно-технических систем г. Севастополь

Приведены результаты исследования возможности использования спутниковой информации для оценки экологической обстановки путем определения перемещения взвешенных частиц и построения обратных траекторий с применением численного моделирования для объяснения причины повышения концентрации взвешенных частиц на территории Крымского полуострова. Результаты анализа позволят уточнить фоновые концентрации взвешенных частиц для использования при обосновании системы экологического мониторинга.

Ключевые слова: *дистанционное зондирование Земли, взвешенные вещества, обратные траектории, кластерный анализ, оптическая глубина аэрозоля*

Задача обеспечения экологической безопасности России признана одной из основных функций государства и требует новых, современных подходов для ее решения. Экологическая безопасность определяется состоянием экологической обстановки, одним из элементов характеристики которой является степень загрязнения воздуха, в частности, определяющаяся присутствием различного рода примесей. Особое внимание в последнее время сосредоточено на присутствии в атмосфере различного рода взвешенных веществ и их способности влиять на здоровье человека и атмосферные процессы. Взвешенные вещества играют важную роль в глобальном изменении климата, рассеивая и поглощая излучение.

Одним из современных инструментов оценки экологической обстановки является использование спутниковых наблюдений и результатов численного моделирования для анализа перемещения взвешенных веществ в пространстве. Спутниковые наблюдения обеспечивают долгосрочный непрерывный пространственный охват, являясь эффективным инструментом мониторинга глобального распределения и свойств взвешенных веществ.

Анализ спутниковых данных проводился с использованием данных Национального управления по аэронавтике и исследованию космического пространства (NASA). NASA и его международные партнеры управляют спутниками наблюдения Земли, на борту которых находятся пассивные и активные датчики, проводящие почти одновременные исследования за широким спектром параметров.

Для проведения исследования использовались значения индекса поглощающего аэрозоля (AAI) и оптическая глубина аэрозоля (AOD), по которым определялось присутствие повышенных концентраций взвешенных частиц в атмосфере Земли.

Определение типа аэрозоля над исследуемым регионом было проведено с использованием данных спутника CALIPSO. Алгоритм CALIPSO основан на моделях аэрозолей с распределением размеров в зависимости от типа и показателя преломле-

ния и может классифицировать и выбирать различные типы взвешенных частиц: пыль пустыни, продукты сжигания биомассы, фоновые, загрязненные морские [1].

Численное моделирование формирования обратных траекторий проводилось с использованием модели HYSPLIT Национальной лаборатории океанических и атмосферных ресурсов США, которая представляет собой полную систему для вычисления как простых прямых, так и обратных траекторий воздушных выбросов, а также сложных моделей переноса, дисперсии, химического превращения и осаждения [2].

Метод анализа обратных траекторий достаточно давно применяется для оценки возможных изменений концентраций газовых смесей в связи с крупномасштабным переносом воздушных масс [3].

Исследуемая территория прихода обратных траекторий была условно поделена на три широких географических сектора для выяснения преимущественных перемещений относительно Крымского полуострова. К ним относятся регионы источников аэрозоля: первый, который включает источники выбросов в континентальной Европе; второй, включающий Южную часть Средиземного моря и Африканский континент; третий, включающий Западное Средиземноморье, Пиренейский полуостров и Атлантический океан.

Воздушные массы из первого сектора предположительно проходили через несколько промышленно развитых европейских районов, прежде чем достичь Крымского полуострова. Во втором секторе предполагалось влияние воздушных масс, проходящих по территории Африканских пустынь. Морские и, в меньшей степени, антропогенные частицы из океана Атлантики или региона Западного Средиземноморья, как ожидалось, были перенесены из третьего сектора [4]. В работе было выдвинуто предположение, что чем больше время, которое обратная траектория находилась над сектором, тем сильнее связь с определяемым происхождением взвешенных частиц.

Расчет процента прохождения траекторий над секторами исследуемой территории и определения потенциальной возможности переноса частиц на большие расстояния проводился с использованием распределения траекторий по направлениям на основе метода кластерного анализа.

Анализ данных дистанционного зондирования Земли и данных численного моделирования обратных траекторий позволит уточнить фоновые концентрации взвешенных частиц и использовать для оценки экологической обстановки.

Выводы

1. Проведенное исследование с применением компьютерной траекторной модели HYSPLIT подтверждает возможность применения упрощенного моделирования возможного негативного воздействия на экологическую обстановку Крымского полуострова источников выбросов взвешенных веществ.
2. Построение карт обратных траекторий позволяет рассчитывать процент прохождения траекторий и предположить возможность соответствующего переноса частиц на большие расстояния и как следствие — предполагаемую экологическую нагрузку на исследуемую территорию.
3. Использование метода кластерного анализа позволяет учитывать как кривизну, так и длину траекторий, группируя их исключительно с точки зрения близости в разные моменты времени.
4. Для оценки экологической обстановки необходимо использование различных типов наблюдений как наземных, так и дистанционных, различных носителей информации.

5. При использовании различных систем и методов наблюдений для измерений конкретного параметра необходимо стремиться к получению синергетического комплексного эффекта.

Работа выполнена в рамках государственного задания по теме № 0012-2021-0007 «Фундаментальные и прикладные исследования закономерностей и механизмов формирования региональных изменений природной среды и климата под влиянием глобальных процессов в системе океан-атмосфера и антропогенного воздействия».

Литература

[1] Omar A.H. et al. The CALIPSO automated aerosol classification and lidar ratio selection algorithm. Journal of Atmospheric and Oceanic Technology, 2009, vol. 26, iss. 10, pp. 1994–2014. DOI: https:// doi.org/10.1175/2009JTECHA1231.1

[2] Moody J., Oltmans S., Levy II, H., Mertill J. Transport climatology of tropospheric ozone: Bermuda, 1988–1991. Journal of Geophysical Research, 1995, vol. 100, pp. 7179–7191.

[3] King A.M., Dorling S. PM10 particulate matter — The significance of ambient levels. Atmospheric Environment, 1997, vol. 31, iss. 15, pp. 2379–2381. DOI: https://doi.org/10.1016/S1352-2310(97)00001-0

[4] Santese M., de Tomasi F., Perrone M. Advection patterns and aerosol optical and microphysical properties by AERONET over south-east Italy in the central Mediterranean. Atmospheric Chemistry and Physics, 2008, vol. 8. DOI: https://doi.org/10.5194/acpd-7-16071-2007

УДК 629.787

Анализ торможения при баллистическом спуске посадочного аппарата и ввода в действие двух аэростатов в атмосферу Венеры

Quispe Mendoza Michael Vincent dixwmichael@gmail.com
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)
Воронцов Виктор Александрович victor-vorontsov@yandex.ru
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Главная задача аэростатного зонда — это метеорологические исследования на высоте 53...55 километров в атмосфере Венеры. Но в будущем в программе Венера Д предусмотрен ввод в действие двух аэростатов, которые будут значительно увеличивать возможности исследования. В данной работе будем анализировать торможения и система ввода двух аэростатов по аналогичной схеме программы Вега и Венера Д. В работе представлен общий анализ схемы спуска посадочного аппарата, анализ торможения с парашютной системой и анализ участки ввода в действие двух аэростатов в атмосферу Венеры при баллистическом спуске. Создан программно-вычислительный комплекс, посредством которого осуществляется последовательность анализа ввода в действие аэростатов.

Ключевые слова: *Венера, спуск в атмосфере, посадочный аппарат, баллистический спускаемый аппарат, аэростат*

Когда отстреливается крышка парашютного отсека, и в небо Венеры вырывается парашют увода. Взрыв кольцевого пирозаряда разрезает пополам теплозащитный шар спускаемого аппарата почти по «экватору». Верхняя полусфера вместе с аэростатным зондом отходит вверх. А нижняя продолжает спуск, выпустив тормозной парашют. В эти мгновения впервые в истории на Венере начинает рождаться аэростатный зонд. Он отделяется от верхней полусферы спускаемого аппарата. Затем вводится в действие первый каскад аэростатной парашютной системы. Зонд летит на стабилизирующем парашюте. Он тормозит аппарат и, выполнив свою задачу, передает эстафету парашюту ввода аэростата. Этот основной большой парашют площадью 35 м^2 окончательно тормозит контейнер до нужной скорости. Пиропатроны, взрываясь, раскрывают аэростатный контейнер, и он делится на две половины. Нижняя часть, опускаясь, вытягивает мягкую оболочку аэростата и гондолу. Очередной взрыв пиропатрона открывает гелию доступ из баллонов в оболочку. 230 с продолжается наполнение аэростата. И вот в небе Венеры появляется белый шар диаметром 3,4 м.

Главная задача аэростатного зонда — метеорологические исследования на высоте 53...55 км. Прямые измерения впервые позволят непосредственно исследовать динамику верхней атмосферы Венеры, в которой очень много загадочного. По расчетам, он должен дрейфовать 24–48 ч в небе Венеры на видимой с Земли стороне планеты.

В данном работе будем анализировать торможения и системе ввода двух аэростатов по аналогичной схеме программы «Вега» и «Венера Д».

Схема спуска посадочного аппарата

1-й этап — движение посадочного аппарата (ПА) в воздухе. В течение первого этапа изменение скорости аппарата происходит по законам падения в воздухе тела без парашюта(аэродинамическое торможение) от второй космической скорости до трансзвуковой скорости.

2-й этап — ввод тормозного парашюта и снижение на тормозном парашюте до момента ввода основоного парашюта.

3-й этап — отделение тормозного парашюта от ПА, отделение верхней полусферы теплохащитной оболочки с двумя аэростатным аппаратом.

4-й этап — Ввода основного парашюта и снижение до достижения поверхности.

Участки ввода в действие аэростатного зонда

Участок совместного спуска аэростатного зонда (АЗ) с верхней полусферой теплозащитной оболочки начинается с момента отделения верхней полусферы от основного аппарата. Верхняя полусфера с размещенным внутри нее АЗ начинает автономное снижение на парашюте увода.

В процессе совместного спуска АЗ с верхней полусферой по команде программно-временного устройства АЗ осуществляется вывешивание АЗ путем резки связи между АЗ и конструкцией полусферы.

Участок движения АЗ на аэростатной парашютной системе начинается с момента отделения парашютного контейнера аэростатной парашютной системы. Сумка парашютного контейнера соединена с верхней полусферой и одновременно с чехлом системы наполнения. При отделении крышки осуществляется ввод стабилизирующего парашюта в набегающий поток.

Во время спуска на парашюте ввода аэростата АЗ тормозится до скорости $V = 7...9$ м/с, допустимой для ввода в действие оболочки аэростата. Участок движения на аэростатной парашютной системе заканчивается одновременно с окончанием наполнения оболочки по команде программно-временного устройства АЗ.

Участок движения аэростата с балластом введен в схему спуска и выхода АЗ на высоту дрейфа с целью увода аэростата из-под АЗ на парашюте ввода аэростата и обеспечения их несоударения при всплытии аэростата после отделения балласта.

Участок движения аэростата с балластом заканчивается при срабатывании порогового устройства датчиков при достижении величины атмосферного давления $p = 0{,}9$ атм или температуры $T = 60$ °C. По любой из этих команд осуществляется сброс балласта и аэростат начинает выход на высоту дрейфа.

В данной работе рассмотрены ввода в действие двух аэростатов в разных высотах атмосферы Венеры. В качестве рабочего инструмента использован разработанный программно-вычислительный комплекс, посредством которого осуществляется последовательность анализа ввода в действие аэростаты

Литература

[1] Воронцов В.А., Пичхадзе К.М. (ред.). Проектирование аэростатных зондов для исследования планет солнечной системы. Москва, МАИ-ПРИНТ, 2008, 88 с.

[2] Москаленко Г.М. Механика полета в атмосфере Венеры. Москва, Машиностроение, 1978, 232 с.

[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.

[4] Taylor F.W. The scientific exploration of Venus. Cambridge, Cambridge University Press, 2014, 332 p.

УДК 524.83

Обобщенный закон Хаббла и функция Хачатурова, вытекающие из теории Гипервселенной

Хачатуров Рубен Владимирович rv_khach@yahoo.ie
ФИЦ ИУ РАН

Рассмотрена теория Гипервселенной, на основании которой была объяснена природа гравитации, описаны свойства многомерного замкнутого времени, получены законы периодического изменения радиуса, скорости и ускорения расширения/сжатия нашей Вселенной в процессе еу движения по четырехмерной гиперповерхности пятимерного тора Гипервселенной. На основании этих законов обобщен закон Хаббла и получена периодическая функция Хачатурова, обобщающая классическую функцию Хаббла.

Ключевые слова: *теория Гипервселенной, космология, математическое моделирование высокоскоростного соударения, обобщенный закон Хаббла, функция Хачатурова*

Введение

Наблюдаемый закон расширения Вселенной, впервые обнаруженный и описанный Эдвином Пауэллом Хабблом в начале XX века, заключается в том, что скорость удаления любых двух достаточно отдаленных друг от друга объектов в нашей Вселенной с высокой точностью прямо пропорциональна расстоянию между ними. Это также означает, что в какой бы точке нашей Вселенной мы не находились, будет казаться, что мы находимся в центре Вселенной, а все остальные ее объекты удаляются от нас. Причем, чем дальше они находятся, тем быстрее удаляются. Зная расстояние до них, можно приближенно определить скорость их удаления с помощью закона Хаббла

$$V = \frac{dD}{dt} = H_0 D, \tag{1}$$

где V — скорость удаления объекта; D — расстояние до него; H_0 — постоянная Хаббла в настоящий момент времени. Большинство независимых оценок H_0 дают для этого параметра значение 65...75 км/с на мегапарсек или 20...23 км/с на миллион световых лет.

На основании теории Гипервселенной [1–11] и полученных благодаря этой теории законов (2) периодического изменения радиуса, скорости и ускорения расширения/сжатия Вселенной в процессе ее движения по пятимерному тору Гипервселенной, закон Хаббла (1) был обобщен: постоянная Хаббла H_0 была заменена на периодическую функцию Хачатурова $K(t)$, зависящую от времени и основных параметров Гипервселенной. Вывод этой функции на основании теории Гипервселенной [1–11] будет описан в данной работе. Отметим, что при создании этой космологической теории использовался научный опыт автора в математическом моделировании различных проблем и процессов [12–19].

В соответствии с теорией Гипервселенной [1–11] никакой внезапно взорвавшейся сингулярности не было, наша Вселенная представляет собой трехмерную гиперповерхность четырехмерного шара и движется по пятимерному тору Гипервселенной, периодически изменяя свой размер в соответствии с полученными законами периодического изменения радиуса, скорости и ускорения расширения/сжатия Вселенной в процессе ее движения по пятимерному тору Гипервселенной

$$R(t) = R_1 + R_T(1 - \cos\alpha) = R_1 + R_T\left(1 - \cos\left(t \cdot \frac{C}{R_T}\right)\right);$$

$$V_R(t) = C\sin(\alpha) = C\sin\left(t \cdot \frac{C}{R_T}\right);$$

$$A_R(t) = C\omega_T\cos(\alpha) = \frac{C^2}{R_T}\cos\left(t \cdot \frac{C}{R_T}\right). \quad (2)$$

Исходя из этих законов и полученных значений параметров пятимерного тора Гипервселенной [1–11], можно подсчитать значение ускорения расширения Вселенной для расстояний равных радиусу кривизны нашей Вселенной ($R_0 \approx 10$ млрд свет. лет) в настоящий момент времени

$$A_{R_0} = \frac{C^2}{R_T}\cos(\alpha_0) \approx 5 \cdot 10^{-10} \cdot 0{,}745 = 3{,}725 \cdot 10^{-10}(\text{м/с}^2). \quad (3)$$

Это теоретически полученное значение соответствует самым современным данным астрофизических измерений.

Положительное ускорение расширения Вселенной было впервые обнаружено и измерено астрофизиками Perlmutter S., Schmidt B.P., Riess A.G. За это открытие в 2011 году им была присуждена Нобелевская премия. Теоретически вычисленное по законам теории Гипервселенной ускорение расширения Вселенной (3) с высокой точностью совпало с их экспериментальными данными [20–22].

Обобщенный закон Хаббла и функция Хачатурова

Как известно, с помощью классического закона Хаббла в рамках теории «Большого Взрыва» определяют приблизительный возраст Вселенной [20–22], т.е. время от начала ее расширения. При этом предполагается, что если какой-либо достаточно отдаленный космический объект удаляется от нас в настоящее время с некоторой скоростью, то эта скорость всегда была практически неизменной. Тогда время от начала расширения будет равно $t = D/V$, а из закона Хаббла (1) следует, что $D/V = 1/H_0$. Рассчитанное таким образом время от начала расширения Вселенной $T = 1/H_0$ составляет около 14 миллиардов лет.

Это также означает, что классическая «постоянная» Хаббла постоянна только по пространству и является функцией времени

$$H = H(t) = \frac{1}{t}, H_0 = H(t = t_0 = T). \quad (4)$$

Исходя из полученных с помощью теории Гипервселенной законов (2) периодического изменения радиуса, скорости и ускорения расширения/сжатия Вселенной при её

движении по поверхности пятимерного тора Гипервселенной, можно определить обобщенный закон Хаббла с периодической функцией Хачатурова $K(t)$ вместо $H(t)$.

В соответствии с теорией Гипервселенной, две точки Вселенной, удаленные друг от друга на расстояние равное радиусу кривизны Вселенной в данный момент времени, будут удаляться друг от друга со скоростью равной скорости увеличения радиуса Вселенной. Поэтому функция Хачатурова $K(t)$ определяется следующим образом:

$$K(t) = \frac{V(t)}{D(t)} = \frac{V_R(t)}{R(t)} = \frac{C\sin(\omega_T t)}{R_1 + R_T\left(1-\cos(\omega_T t)\right)}. \quad (5)$$

При этом в каждый момент времени остается справедливым уточненный и обобщенный закон Хаббла

$$V = K(t)D,$$

где $K(t)$ — периодическая функция Хачатурова, зависящая от времени и параметров пятимерного тора Гипервселенной в соответствии с формулой (5), и равная физически измеряемой постоянной Хаббла H_0 в каждый фиксированный момент времени.

Заключение

Таким образом, согласно теории Гипервселенной, никакого «Большого Взрыва» никогда не было. Вселенная не возникла из сингулярности и никогда в нее не сожмется и не расширится до бесконечности, а будет продолжать циклически увеличивать и уменьшать свой радиус в процессе движения по пятимерному тору Гипервселенной. При этом отметим, что если в математической модели Гипервселенной положить внутренний радиус пятимерного тора Гипервселенной R_1 равным или близким к нулю, то она будет описывать расширение Вселенной из сингулярности. Тогда функция Хачатурова $K(t)$ (5) будет периодически стремиться к бесконечности (подобно классической функции Хаббла $H(t)=1/t$ при $t \to 0$), сохраняя при этом свою периодичность. И даже в этом вырожденном случае всегда будут выполняться полученные законы (2), на основании которых в любой момент времени можно точно определить значения радиуса, скорости и ускорения расширения/сжатия нашей Вселенной в процессе ее циклического движения по пятимерному тору Гипервселенной.

Литература

[1] Хачатуров Р.В. Пятимерная модель Гипервселенной и возможные этапы освоения космического пространства. Актуальные проблемы российской космонавтики. Труды XXXV академических чтений по космонавтике. Москва, Комиссия РАН, 2011, с. 277–278.

[2] Хачатуров Р.В. Математическая модель Гипервселенной и ее применение для оценки возможностей освоения космического пространства. Гагаринский сборник. Матер. XXXVIII обществ.-науч. чт., посв. памяти Ю.А. Гагарина. Воронеж, Научная книга, 2011, с. 414–425.

[3] Хачатуров Р.В. Теория пятимерной тороидальной Гипервселенной. Прикладная математика и математическая физика, 2015, т. 1, № 1, с. 129–146.

[4] Хачатуров Р.В. Динамика пятимерного тора Гипервселенной в трехмерном Времени. Актуальные проблемы российской космонавтики. Тр. XXXIX академич. чт. по космонавтике, посв. памяти академика С.П. Королёва. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015, с. 187–190.

[5] Хачатуров Р.В. Объяснение природы гравитации и черных дыр с помощью теории Гипервселенной. XL Академич. чт. по космонавтике, посв. памяти академика С.П. Королёва: сб. тез. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015, с. 153–155.

[6] Хачатуров Р.В. Обмен материей и энергией между параллельными Вселенными с точки зрения теории Гипервселенной. Гагаринский сборник. Матер. XLIV обществ.-науч. чт., посв. памяти Ю.А. Гагарина. Гагарин, СОГБУК «Музей Ю.А. Гагарина», 2017, с. 426–451.

[7] Хачатуров Р.В. Динамика изменения размера Вселенной и природа гравитации в соответствии с математической моделью и теорией Гипервселенной. Моделирование коэволюции природы и общества: проблемы и опыт. К 100-летию со дня рождения академика Н.Н. Моисеева. Тр. всерос. науч. конф. Москва, ФИЦ ИУ РАН, 2017, с. 93–102.

[8] Хачатуров Р.В. Закономерности расположения квазаров в крупномасштабной структуре Гипервселенной. XLI Академич. чт. по космонавтике, посв. памяти академика С.П. Королёва. Сб. тез. чт. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2017, с. 192–194.

[9] Khachaturov R.V. Theoretical possibility of transferring matter between parallel universes in accordance with the Hyperuniverse theory. AIP Conf Proc, 2019, vol. 2171, pp. 090001(1)–090001(6). DOI: https://doi.org/10.1063/1.5133224

[10] Хачатуров Р.В. Теория Гипервселенной о структуре многомерного замкнутого времени. XLIV Академич.е чт. по космонавтике, посв. памяти академика С.П. Королёва. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020, с. 449–451.

[11] Khachaturov R.V. General structure of multidimensional closed Time from the Hyperuniverse theory point of view. AIP Conf Proc, 2021, vol. 2318, pp. 080003(1)–080003(5). DOI: https://doi.org/10.1063/5.0035740

[12] Khachaturov R.V. Modeling of with axially symmetric self-focusing X-ray pulses in plasma. Comp Math and Math Phys, 1999, vol. 39, no.12, pp. 2003–2014.

[13] Mandujano J.J., Khachaturov R.V., Tolson G., Keppie J.D. Curvature analysis applied to the Cantarell structure, southern Gulf of Mexico: Implications for hydrocarbon exploration. Computers & Geosciences, 2005, vol. 31, no. 5, pp. 641–647. DOI: https://doi.org/ 10.1016/ j.cageo.2004.11.018

[14] Khachaturov V.R., Khachaturov R.V. Lattice of cubes. Journal of Computer and Systems Sciences International, 2008, vol. 47, no. 1, pp. 40–46. DOI: https://doi.org/10.1007/s11488-008-1006-y

[15] Khachaturov R.V. Direct and inverse problems of determining the parameters of multilayer nanostructures from the angular spectrum of the intensity of reflected X-rays. Comp Math and Math Phys, 2009, vol. 49, no. 10, pp. 1781–1788. DOI: https://doi.org/10.1134/ S0965542509100121

[16] Khachaturov V.R., Khachaturov R.V. Supermodular programming on finite lattices. Comp Math and Math Phys, 2012, vol. 52, no. 6, pp. 855–878. DOI: https://doi.org/10.1134/ S0965542512060097

[17] Khachaturov R.V. Direct and inverse problems of studying the properties of multilayer nanostructures based on a two-dimensional model of X-ray reflection and scattering. Comp Math and Math Phys, 2014, vol. 54, no.6, pp. 984–993. DOI: https://doi.org/ 10.1134/ S0965542514060104

[18] Khachaturov R.V. Multiobjective optimization in a pseudometric objective space as applied to a general model of business activities. Comp Math and Math Phys, 2016, vol. 56, no. 9, pp. 1580–1590.

[19] Khachaturov R.V. Single- and Multiobjective Optimization on the Lattice of Cubes. Journal of Computer and Systems Sciences International, 2018, vol. 57, no. 5, pp. 750–758. DOI: https://doi.org/10.1134/S1064230718050076

[20] Perlmutter S. Nobel Lecture: Measuring the acceleration of the cosmic expansion using supernovae. Rev Mod Phys, 2012, vol. 84, pp. 1127–1149.

[21] Riess A.G., Raccanelli A. et al. Did LIGO Detect Dark Matter? Physical Review Letters, 2016, vol. 116, art. 201301.

[22] Perlmutter S. et al. Correcting for peculiar velocities of type ia supernovae in clusters of galaxies. Astronomy and Astrophysics, 2018, vol. 615, art. A162.

УДК 524.83

О некоторых перспективных задачах космических исследований и математических методах их решения

Хачатуров Рубен Владимирович rv_khach@yahoo.ie
ФИЦ «Информатика и управление» РАН

Рассмотрены некоторые задачи перспективных космических исследований. Показано, что для их решения необходимо использовать математическое моделирование и разрабатывать эффективные математические методы, в том числе для решения возникающих задач многокритериальной оптимизации и обратных задач математической физики. Даны ссылки на теорию Гипервселенной, которая объясняет все наблюдаемые астрофизические явления и процессы, что имеет большое значения для будущего освоения дальнего Космоса. Показано, что метод Множества Эквивалентности в псевдометрическом пространстве критериев является обобщением метода регуляризации Тихонова для решения обратных некорректных задач.

Ключевые слова: *космические исследования, математическое моделирование, многокритериальные задачи, обратные некорректные задачи, метод Множества Эквивалентности, регуляризация, теория Гипервселенной*

Введение

По мере развития человеческой цивилизации все более важное значение приобретают исследования ближнего и дальнего космоса. Человечеству становится все теснее на нашей прекрасной, но очень маленькой планетке — фактически пылинке, несущейся на огромной скорости по спиралевидной траектории вслед за нашей маленькой звездой по имени Солнце вокруг центра нашей Галактики — Млечного Пути. Исследование и освоение космического пространства способно стать общей целью всех народов и государств нашей планеты, которая может объединить всех людей в Единую Цивилизацию Землян. Это единственный путь, способный уберечь Человечество от гибели в результате бесконечных конфликтов, войн, а также по причине неизбежных космических катастроф, таких как, например, столкновения Земли с крупными астероидами, предотвратить которые мы в настоящий момент не можем.

При будущем освоении космического пространства особенно важное значение получит применение математического моделирования различных физических, химических и других процессов [1–11], информационных технологий, а также математических методов оптимального размещения, распределения, функционирования космических станций, предприятий, других объектов космической инфраструктуры, связей и путей сообщения между ними и решения разнообразных возникающих при этом прямых и обратных задач [1–11]. При терраформировании различных планет также придется решать задачи многокритериальной оптимизации, аналогичные задачам обустройства и развития регионов на Земле, со своей спецификой. Для решения таких задач необходимо разрабатывать математические методы их решения. Примером универсального метода для решения любых многокритериальных оптимизационных задач на различных типах решеток [12–18] и обратных задач математической физики [1–4] является описанный в данной работе метод Множества Эквивалентности [19–21],

обобщающий метод регуляризации Тихонова [22] для некорректных задач в псевдометрическом пространстве критериев.

Для перспективных космических исследований важно также иметь правильную общую картину окружающего нас мира, который предстоит изучать и осваивать всему Человечеству в будущем, космологическую теорию, способную правильно и гармонично объяснить все наблюдаемые астрономические и астрофизические явления и процессы. Такой теорией является теория Гипервселенной, описанная в работах [23–34]. Крупномасштабное распределение материи в нашей Вселенной [35] показывает, что она имеет объемную ячеистую структуру. Такую структуру трудно объяснить в рамках теории «Большого Взрыва» и ее вариантов, утверждающих, что все произошло из некой сингулярности, которая неизвестно откуда взялась и по неизвестным причинам взорвалась, что делает эту теорию малопригодной для описания окружающего нас Космоса. В отличие от нее, теория Гипервселенной объясняет все наблюдаемые астрофизические процессы и явления, включая особенности крупномасштабной структуры нашей Вселенной, природу Гравитации, топологическую структуру многомерного замкнутого Времени, описывает законы периодического расширения/сжатия Вселенной в процессе ее движения по четырехмерной гиперповерхности пятимерного тора Гипервселенной [23–34].

Метод множества эквивалентности

Коротко суть этого метода решения различных многокритериальных задач можно описать следующим образом: для каждого из n критериев ($n > 1$) определяются не только оптимальные решения, но и множество решений, близких к оптимальному (т.е. отличающихся от оптимального значения не более, чем на заданное число $R_j \geq 0$, $j = 1, 2, \ldots, n$, которое называется допуском по данному критерию), а затем ищется пересечение этих n множеств, которое и называется Множеством Эквивалентности [19–21].

Обозначим через $S = \{1, 2, \ldots, n\}$ множество всех критериев $E_j(X) \in S$, $X \in D$, где D — область определения задачи. Для каждого $j \in S$ определяем ство $\Omega_j(R_j)$, которое является множеством всех оптимальных и близких к оптимальному решений по критерию $E_j(X) \in S$. Затем находим следующим образом Множество Эквивалентности, как пересечение полученных множеств по всем критериям: $\Omega_0(R_1, \ldots, R_n) = \cap_{j \in S} \Omega_j(R_j)$.

Любое решение из полученного Множества Эквивалентности $\Omega_0(R_1, \ldots, R_n)$ удовлетворяет всем формализованным критериям и может быть принято экспертом в качестве окончательного решения.

В работах [19–21] указаны методы получения заведомо не пустого множества эквивалентности $\Omega_0(R_1, \ldots, R_n)$, доказано, что это множество всегда содержит хотя бы один элемент из соответствующего множества оптимальных по Парето решений, описаны преимущества метода множества эквивалентности по сравнению с другими методами дискретной оптимизации. Например, описанный метод не имеет недостатка метода нахождения множества оптимальных по Парето решений, поскольку при добавлении дополнительного критерия множество эквивалентности никогда не растет, а наоборот, как правило, сужается [19–21].

Заключение

Методы, определяющие $\Omega_0(R_1, \ldots, R_n) \neq \emptyset$, являются методами регуляризации [22] для некорректных задач в псевдометрическом пространстве (даже при наличии не-

формализованных критериев), а решение $X \in \Omega_0(R_1, \ldots, R_n)$ — решением такой некорректной задачи.

Из определения множества эквивалентности $\Omega_0(R_1, \ldots, R_n) = \cap_{j \in S} \Omega_j(R_j) \subset D$ следует, что расстояние $R_j(X, Y)$ между любыми двумя элементами $X, Y \in \Omega_0(R_1, \ldots, R_n) \subset D$ не превосходит заранее заданной величины R_j. Следовательно, метод Множества Эквивалентности является методом, обобщающим метод регуляризации Тихонова [22] для некорректных задач, так как позволяет отказаться от метричности пространства D.

Описанный метод Множества Эквивалентности можно аналогичным образом применять для решения различных обратных задач в естественных науках [1–11] и многокритериальных задач комбинаторной оптимизации, заданных на различных типах решеток [12–19]. Как уже отмечалось во введении, разнообразные задачи такого рода будут возникать при математическом моделировании всевозможных явлений и процессов в ходе исследования и освоения космического пространства.

Литература

[1] Хачатуров Р.В. Математическое моделирование и методы определения параметров многослойных наноструктур по угловому спектру интенсивности отраженного рентгеновского излучения. Математическое моделирование композиционных объектов: сб. ст. Москва, Вычислительный центр РАН, 2007, с. 115–130.

[2] Хачатуров Р.В. Прямая и обратная задачи определения параметров многослойных наноструктур по угловому спектру интенсивности отраженного рентгеновского излучения. Журнал вычислительной математики и математической физики, 2009, т. 49, № 10, с.1860–1867.

[3] Хачатуров Р.В. Прямая и обратная задачи исследования свойств многослойных наноструктур по двумерной математической модели отражения и рассеяния рентгеновского излучения. Журнал вычислительной математики и математической физики, 2014, т. 54, № 6, с. 977–987. DOI: https://doi.org/10.7868/S0044466914060106

[4] Хачатуров Р.В. Прямая и обратная задачи исследования процесса самофокусировки рентгеновских импульсов в плазме. Журнал вычислительной математики и математической физики, 2020, т. 60, № 2, с. 323–337. DOI: https://doi.org/10.31857/S004446692002009X

[5] Андреев А.В., Хачатуров Р.В. Самофокусировка импульсного рентгеновского излучения в плазме. Вестник Московского университета. Сер. 3. Физика. Астрономия, 1995, т. 36, № 3, с. 25–33.

[6] Oleschko K., Korvin G., Balankin A.S., Khachaturov R.V., Flores L., Figueroa B., Urrutia J., Brambila F. Fractal Scattering of Microwaves from Soils. Physical Review Letters, 2002, vol. 89, no.18, art. 188501. DOI: https://doi.org/10.1103/PhysRevLett.89.188501

[7] Fedotov P.S., Khachaturov R.V. A new approach to describing the regularities of stationary phase retention in countercurrent chromatography. Journal of Liquid Chromatography and Related Technologies, 2000, vol. 23, no. 5, pp. 655–667. DOI: https://doi.org/10.1081/JLC-100101479

[8] Mandujano J.J., Khachaturov R.V., Tolson G., Keppie J.D. Curvature analysis applied to the Cantarell structure, southern Gulf of Mexico: Implications for hydrocarbon exploration. Computers & Geosciences, 2005, vol. 31, no. 5, pp. 641–647. DOI: https://doi.org/10.1016/j.cageo.2004.11.018

[9] Хачатуров Р.В. Вычислительный метод исследования процесса самофокусировки рентгеновского излучения в плазме. Журнал вычислительной математики и математической физики, 1996, т. 36, № 1, с.103–111.

[10] Хачатуров Р.В. Математическое моделирование самофокусировки осесимметричных рентгеновских импульсов в плазме. Журнал вычислительной математики и математической физики, 1999, т. 39, № 12, с. 2086–2097.

[11] Korvin G., Khachaturov R.V., Oleschko K., García J.J., Ronquillo G., Correa López M.D.J. Computer simulation of microwave propagation in heterogeneous and fractal media. Computers & Geosciences, 2017, vol. 100, pp. 156–165. DOI: https://doi.org/10.1016/j.cageo.2016.05.013

[12] Khachaturov V.R., Khachaturov R.V., Khachaturov R.V. Supermodular programming on lattices. Computer Science Journal of Moldova, 2003, vol. 11, no. 1, pp. 43–72.

[13] Хачатуров В.Р., Хачатуров Р.В. Решетка кубов и супермодулярная оптимизация. Функциональные пространства. Дифференциальные операторы. Общая топология. Проблемы математического образования: тр. III междунар. конф. Москва, Московский физико-технический институт, 2008, с. 248–257.

[14] Хачатуров В.Р., Хачатуров Р.В. Решетка кубов. Известия Российской академии наук. Теория и системы управления, 2008, № 1, с. 45–51.

[15] Хачатуров Р.В. Алгоритмы построения решеток кубов и их применение в дискретной оптимизации. VI Московская междунар. конф. по исследованию операций (ORM 2010). Москва, Макс-пресс, 2010, с. 254–255.

[16] Khachaturov V.R., Khachaturov R.V. Supermodular programming on finite lattices. Comp Math and Math Phys, 2012, vol. 52, no. 6, pp. 855–878. DOI: https://doi.org/10.1134/ S0965542512060097

[17] Хачатуров Р.В. Основные свойства решеток кубов, алгоритмы их построения и возможности применения в дискретной оптимизации. Журнал вычислительной математики и математической физики, 2015, т. 55, № 1, с. 121–134.

[18] Хачатуров Р.В. Однокритериальная и многокритериальная оптимизация на решетке кубов. Известия Российской академии наук. Теория и системы управления, 2018, № 5, с. 89–98. DOI: https://doi.org/10.31857/S000233880002847-0

[19] Хачатуров Р.В. Многокритериальная оптимизация в псевдометрическом пространстве критериев на примере общей модели деятельности предприятия. Журнал вычислительной математики и математической физики, 2016, т. 56, № 9, с. 1602–1613. DOI: https://doi.org/ 10.7868/S004446691609009X

[20] Хачатуров Р.В. Применение метода множества эквивалентности для решения задач многокритериальной оптимизации и обратных задач математической физики. Проблемы информатики, 2019, № 4(45), с. 7–32

[21] Хачатуров Р.В. Обобщенный метод множества эквивалентности для решения задач многокритериальной оптимизации. Известия Российской академии наук. Теория и системы управления, 2020, № 1, с. 109–118. DOI: https://doi.org/10.31857/S000233881906009X

[22] Тихонов А.Н., Арсенин В.Я. Методы решения некорректных задач. Москва, Наука, 1979.

[23] Хачатуров Р.В. Пятимерная модель Гипервселенной и возможные этапы освоения космического пространства. Актуальные проблемы российской космонавтики. Тр. XXXV академич. чт. по космонавтике. Москва, Комиссия РАН, 2011, с. 277–278.

[24] Хачатуров Р. В. Математическая модель Гипервселенной и ее применение для оценки возможностей освоения космического пространства. Гагаринский сборник. Матер. XXXVIII обществ.-науч. чт., посв. памяти Ю.А. Гагарина. Воронеж, Научная книга, 2011, с. 414–425.

[25] Хачатуров Р.В. Математическая модель Гипервселенной и ее применение для оценки перспектив освоения космического пространства. Человек — Земля — Космос: диалектика взаимосвязи стратегических социальных и технических проектов. Москва, Культурная революция, 2011, с. 165–169.

[26] Хачатуров Р.В. Теория пятимерной тороидальной Гипервселенной. Прикладная математика и математическая физика, 2015, т. 1, № 1, с. 129–146.

[27] Хачатуров Р.В. Динамика пятимерного тора Гипервселенной в трехмерном Времени. Актуальные проблемы российской космонавтики. Тр. XXXIX академич. чтений по космонавтике, посв. памяти академика С.П. Королёва. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015, с. 187–190.

[28] Хачатуров Р.В. Объяснение природы гравитации и черных дыр с помощью теории Гипервселенной. XL 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, 2015, с. 153–155.

[29] Хачатуров Р.В. Обмен материей и энергией между параллельными Вселенными с точки зрения теории Гипервселенной. Гагаринский сборник. Матер. XLIV обществ.-науч. чт., посв. памяти Ю.А. Гагарина. Гагарин, СОГБУК «Музей Ю.А. Гагарина», 2017, с. 426–451.

[30] Хачатуров Р.В. Динамика изменения размера Вселенной и природа гравитации в соответствии с математической моделью и теорией Гипервселенной. Тр. Всерос. науч. конф. «Моделирование коэволюции природы и общества: проблемы и опыт. К 100-летию со дня рождения академика Н.Н. Моисеева (Моисеев–100)». Москва, ФИЦ ИУ РАН, 2017, с. 93–102.

[31] Хачатуров Р.В. Закономерности расположения квазаров в крупномасштабной структуре Гипервселенной. XLI 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, 2017, с. 192–194.

[32] Khachaturov R.V. Theoretical possibility of transferring matter between parallel universes in accordance with the Hyperuniverse theory. AIP Conf Proc, 2019, vol. 2171, pp. 090001(1)–090001(6). DOI: https://doi.org/10.1063/1.5133224

[33] Хачатуров Р. В. Теория Гипервселенной о структуре многомерного замкнутого времени. 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. 449–451.

[34] Khachaturov R. V. General structure of multidimensional closed Time from the Hyperuniverse theory point of view. AIP Conf Proc, 2021, vol. 2318, pp. 080003(1)–080003(5). DOI: https://doi.org/10.1063/5.0035740

[35] Springel V., White S.D.M., Jenkins A. et al. Simulating the joint evolution of quasars, galaxies and their large-scale distribution. Astro-Physics, 2005, vol. 2, 42 p.

УДК 629.78

Анализ элементов трассы космического аппарата в интересах подготовки космонавтов к выполнению наблюдения земной поверхности с борта Российской орбитальной станции

Митина Антонина Алексеевна A.Mitina@gctc.ru
ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»

Темарцев Дмитрий Александрович timadima@yandex.ru
ФГБУ «НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина»

Российская орбитальная станция должна прийти на смену Международной космической станции. Станцию планируется вывести на высокоширотную орбиту, что позволяет расширить возможности станции, в частности, по проектам дистанционного зондирования Земли. Это потребует изменений в подготовке космонавтов к выполнению таких проектов. Изменения будут учитывать результаты анализа влияния параметров, определяющих положение подспутниковой точки космического аппарата на поверхности Земли во взаимосвязи с параметрами орбиты Российской орбитальной станции и физическими свойствами Земли, а также вопросы прогнозирования наблюдения заданных объектов по продолжительности, по числу витков в зависимости от параметров средств наблюдения и от широты расположения наблюдаемого объекта.

Ключевые слова: *орбитальная станция, параметры орбиты, космонавт, наблюдение земной поверхности из космоса, подготовка космонавта*

Первые заявления о планах строительства национальной орбитальной станции в России появились еще в 2014 году. Свое решение выйти из проекта Международной космической станции (МКС) в Москве объясняли ухудшением технического состояния российского сегмента станции. Еще в октябре 2020 года руководитель полетов российского сегмента МКС Владимир Соловьёв сообщил, что прогнозируется «лавинообразный выход из строя многочисленных элементов на борту МКС» после 2025 года. Информационное агентство «Интерфакс-Россия» 27 июля 2022 года сообщило о выходе Россия из проекта МКС и о том, что к этому времени начнется развертывание национальной орбитальной станции [1], проект которой разрабатывается специалистами Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва (РКК «Энергия»).

Станцию планируется впервые в истории пилотируемых орбитальных станций вывести на высокоширотную орбиту, чтобы она смогла работать в интересах России, охватывая своей траекторией весь земной шар, включая Арктику. Российская орбитальная станция (РОС) будет находиться на солнечно-синхронной орбите, что обеспечивается параметрами — наклонением 97...98° к экватору (против 51,6° у МКС) и высотой орбиты — от 300 до 350 км, на которой ее солнечные батареи будут всегда освещены, а запуски будет возможно проводить с трех космодромов — Байконур, Восточный и «Плесецк». В этой связи обращенную к Земле часть станции планируется оснастить системами наблюдения в различных спектрах — от оптического до радиолокационного, а противоположную сторону — аппаратурой для мониторинга космического пространства [2].

Новая РОС сможет, в отличие от МКС, работать без экипажа. Также глава РАН считает, что новая станция должна быть роботизирована, а также автономно управ-

ляться искусственным интеллектом. На новой станции можно будет проводить обширные научные исследования. В частности, по изучению дальнего космоса и по проектам дистанционного зондирования Земли, планируется отработка методик контроля ледовой и экологической обстановки и других задач [3, 4].

Параметры орбиты РОС по сравнению с МКС позволяют расширить возможности по наблюдению земной поверхности, что потребует изменений в подготовке космонавтов к выполнению задач, связанных с определением положения космического аппарата (КА) относительно земной поверхности и к выполнению задач наблюдения объектов на земной поверхности в условиях функционирования РОС.

Для разработки учебного материала представляется целесообразным выполнить сравнительный анализ параметров орбит МКС и РОС определяющих особенности и возможность обеспечения наблюдения заданных объектов на поверхности Земли с борта этих станций. Причем этот анализ следует выполнить с точки зрения обеспечения подготовки космонавтов к выполнению задач мониторинга Земной поверхности в зависимости от новых условий полета, свойственных новым параметрам орбиты РОС.

В этой связи определенный интерес представляет анализ влияния следующих параметров, определяющих положение подспутниковой точки трассы КА на поверхности Земли: путевого угла, азимута орбиты, угла «сноса»; скорости полета КА относительно поверхности Земли во взаимосвязи с параметрами орбиты КА и физическими свойствами Земли — угловой скоростью вращения вокруг своей оси и гравитационного поля [5–7].

Из анализа этих параметров следует, что при полете относительно Земли вектор путевой скорости может отклоняться от плоскости орбиты КА на несколько десятков градусов. Величина этого отклонения характеризуется углом «сноса». Это отклонение носит колебательный характер с периодом, равным периоду обращения КА по орбите, определяется размерами, формой, положением орбиты в пространстве и положением КА на орбите, а также угловой скоростью вращения Земли вокруг своей оси. При этом угол «сноса» достигает максимальных значений в узлах трассы, а в точках вертекса равен нулю [8].

Для понимания закономерностей прохождения трассы по поверхности Земли важным является то обстоятельство, что трасса КА значительно отличается от большого круга [9, 10]. Это отличие определяется угловой скоростью вращения Земли вокруг своей оси и нецентральностью гравитационного поля Земли и высотой полета КА. При этом прецессия плоскости орбиты КА с увеличением наклонения орбиты свое воздействие снижает: для МКС она равна 0,327002°за виток, а для РОС — 0,064723° за виток.

Помимо задач землеобзора на борту РОС в интересах большого круга исследовательских, научных, народно-хозяйственных и других задач потребуется решать вопросы определения положения объектов на поверхности Земли с требуемой точностью.

Знание взаимосвязи и характера изменения элементов орбиты путевого угла, азимута орбиты, угла «сноса» и скорости полета станции относительно поверхности Земли во взаимосвязи с параметрами орбиты станции и физическими свойствами Земли, определяющих положение трассы на поверхности Земли в космическом полете позволят снизить методические погрешности решения таких задач. А также эти знания полезны для прогнозирования наблюдения заданных объектов на Земле по продолжительности, по числу витков в зависимости от параметров средств наблюдения и от широты расположения наблюдаемого объекта.

Таким образом, результаты исследования предназначены:

- для использования при подготовке космонавтов к выполнению операций дистанционного зондирования и решению других задач, связанных с определением положения подспутниковой точки, выхода на заданный объект на поверхности Земли;
- для прогнозирования наблюдения заданных объектов на Земле по продолжительности, по числу витков в зависимости от параметров средств наблюдения и от широты расположения наблюдаемого объекта;
- для определения возможности наблюдения объектов, точности выполнения наблюдений, определения параметров объекта наблюдений;
- для снижения методических ошибок определения положения подспутниковой точки, заданного объекта на поверхности Земли.

Полученные в ходе выполнения исследований результаты предназначены для использования в учебном процессе для понимания основных закономерностей, влияющих на наблюдение земной поверхности. Эти результаты позволяют определить влияние анализируемых параметров на возможность выполнения наблюдения земных объектов с борта РОС.

Таким образом, расширение возможностей по наблюдению всей территории России, предоставляемые параметрами орбиты РОС, потребуют изменения в содержании учебного материала, обеспечивающего подготовку космонавтов к выполнению задач дистанционного зондирования Земли.

С этой целью представляется целесообразным для обеспечения подготовки космонавтов в интересах будущей работы на борту РОС предусмотреть при изучении вопросов солнечных орбит в учебной дисциплине «Асторонавигация» включить учебный материал, содержащий особенности построения и функционирования КА на орбите с параметрами РОС. Предусмотреть изучение на этапе общекосмической подготовки кандидатов в космонавты основных факторов, определяющих условия и особенности существования таких орбит.

Литература

[1] РОСС вместо МКС. Точка зрения. 27 июля 2022 г. URL: https://www.interfax-russia.ru/view/ross-vmesto-mks (дата обращения 25.22.2022).

[2] Орбитальная космическая станция. URL: https://ru.wikipedia.org/wiki/ Национальная_орбитальная_космическая_станция (дата обращения 25.22.2022).

[3] РКК «Энергия» впервые показала модуль станции РОСС: «Это не блеф». Московский комсомолец. 23.04.2021. URL: https://www.mk.ru/science/2021/04/23/rkk-energiya-vpervye-pokazala-modul-orbitalnoy-stancii-eto-ne-blef.html (дата обращения 25.22.2022).

[4] Федеральная космическая программа России на 2016–2025 годы. Госкорпорация «Роскосмос». URL: https://www.roscosmos.ru/219/ (дата обращения 25.11.2022).

[5] Авдуевский В.С. и др. Основы теории полета космических аппаратов. Москва, Машиностроение, 1972.

[6] Аким Э.Л., Энеев Т.М. Определение параметров движения летательного аппарата по данным траекторных измерений. Сер. Космические исследования. Москва, Изд-во АН СССР, 1963.

[7] Алексеев К.Б., Бебенин Г.Г. Управление космическими летательными аппаратами. Москва, Машиностроение, 1974.

[8] Митин А.Т., Митина А.А. Навигация и баллистика пилотируемых космических аппаратов. Звездный городок, РГНИИЦПК имени Ю.А. Гагарина, 2006, 406 с.

[9] Нариманов Г.С. Основы теории полета и проектирование космических аппаратов. Москва, Машиностроение, 1972, 608 с.

[10] Эрике К. Космический полет. Москва, Физико-математическая литература, 1963.

УДК 629.76

Анализ возможности создания взлетной ракеты для доставки грунта с Венеры

Смирнов Илья Владимирович ilia-38@yandex.ru
МАИ

Диченко Максим Валерьевич Maxim-Dichenko2@yandex.ru
МАИ

Рассмотрен один из возможных вариантов реализации проекта доставки образцов инопланетного, в частности венерианского, грунта на Землю. Предложен вариант исполнения взлетной ракеты для доставки грунта с Венеры. На данный момент экспедиций такого рода на Венеру не осуществлялось, исследования ограничивались анализом проб посадочным аппаратом, однако работы в этом направлении ведутся и в Российской Федерации, и за рубежом. Более глубокое и подробное лабораторное исследование венерианских образцов возможно даст ответы на некоторые вопросы, связанные с историей возникновения Венеры, особенностями ее строения, даст понимание закономерностей и явлений, происходящих как на ней, так и на нашей родной планете.

Ключевые слова: *взлетная ракета, посадочный аппарат, Венера, возврат грунта, возвратный модуль*

Венера — вторая от Солнца и ближайшая к Земле планета Солнечной системы. Несмотря на свою близость, Венера весьма малоизучена и продолжает приковывать внимание ученых со всего мира.

Особенность планеты Венера заключается в том, что она имеет немало сходства с Землей. Иногда эти две планеты называют «сестрами» или даже «близнецами». Они образовались примерно в одно время и в схожих условиях, что делает Венеру весьма привлекательным предметом исследования, так как ее сходство с Землей может поспособствовать пониманию закономерностей и явлений, проходящих на нашей родной планете.

Несмотря на экстремальные условия для работы техники, ученые неоднократно предпринимали попытки изучения Венеры как «планеты-близнеца» Земли. За всю историю для ее изучения было запущено 42 (включая неудачные) автоматические межпланетные станции, в задачи которых, в зависимости от конкретного аппарата, входило как орбитальное наблюдение, так и посадка на поверхность.

В связи с большим количеством пока неизученных особенностей «планеты-сестры», тема доставки образцов грунта с поверхности Венеры на Землю для дальнейшего изучения является весьма актуальной на настоящий момент и разрабатывается ведущими мировыми космическими агентствами. В частности, в России госкорпорация Роскосмос и входящие в нее организации совместно с РАН вплотную занимается разработкой путей решения данной задачи.

Главной проблемой осуществления возвратной ракеты с Венеры являются экстремальные условия на ее поверхности и в атмосфере. Давление на поверхности достигает 93 атм, а температура варьируется от 400 °C до 800 °C (в некоторых местах).

В связи с этим наиболее оптимальным решением представляется запуск ракеты из атмосферы, а именно с высоты 55 км над поверхностью, где атмосферное давление и температура максимально близки к земным и составляют 0,93 атм и 30–50 °С соответственно [1, 2].

Для осуществления «воздушного» старта будет использован аэростатный модуль с термозащитным контейнером, защищающим ракету во время нахождения на поверхности и в процессе подъема на аэростате [3].

Этапами функционирования проектируемой взлетной ракеты будут являться;

- перелет в составе автоматической станции по маршруту Земля–Венера;
- посадка внутри спускаемого аппарата на поверхность Венеры;
- нахождение на поверхности планеты в специальном теплозащитном контейнере до момента погрузки грунта;
- подъем на надувном аэростате внутри контейнера на высоту старта;
- запуск и взлет ракеты после раскрытия контейнера с подвеса аэростата;
- активный полет ракеты с выводом полезной нагрузки на опорную орбиту;
- стыковка груза с орбитально-перелетным модулем.

В работе рассмотрен непосредственно этап взлета ракеты с высоты 55 км на опорную орбиту в 500 км с определением необходимой программы изменения угла тангажа для достижения необходимого значения массы полезной нагрузки, а также необходимой стартовой массы взлетной ракеты [3].

Дальнейшая работа предполагает более детальное проектирование заявленной возвратной ракеты с учетом особенностей двигательной установки, компонентов топлива, теплоизоляции и программы влета и управления ракетой вплоть до выхода контейнера с пробами на орбиту и стыковки его с перелетным модулем [4, 5].

Таким образом, в работе предложен вариант исполнения взлетной ракеты для доставки грунта с Венеры в составе автоматической миссии, рассчитаны параметры ее взлета на атмосферном и внеатмосферном участке полета, представлена возможная схема компоновки и программа выполнения возвратной миссии.

Литература

[1] Seiff A., Schofield J.T., Kliore A.J. et al. Model of the structure of the atmosphere of Venus from the surface to 100 km altitude. Advances in Space Research, 1985, vol. 5, no. 11, pp. 3–58. DOI: https://doi.org/10.1016/0273-1177(85)90197-8

[2] Кузьмин А.Д., Маров М.Я. Физика планеты Венера. Москва, Наука, 1974, 408 с.

[3] Воронцов В.А., Лохматов М.Г., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М., Симонов А.В., Хартон В.В., Засова Л.В., Зеленый Л.М., Кораблев О.И. Перспективный космический аппарат для исследования Венеры. Проект «Венера-Д». Вестник ФГУП НПО им. С.А. Лавочкина, 2010, № 4, с. 62–67.

[4] Кирилин А.Н., Ахметов Р.Н., Куренков В.И. Выбор основных проектных характеристик и формирование конструктивного облика ракет-носителей. Самара, Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2015, 448 с.

[5] Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов. Москва, Машиностроение, 2009, 504 с.

УДК 629.787

Беспилотный летательный аппарат с роторной системой для исследования планеты Венера

Шеремет Алексей Алексеевич mr.sheremet.98@gmail.com
Московский авиационный институт

Рассмотрено создание беспилотного летательного аппарата — одна из наиболее важных научно-технических задач для совершения полетов в атмосфере Венеры с целью ее исследования. Для решения поставленных задач предложено применение десантного аппарата с роторной системой способного летать и совершить посадку в условиях, отличных от земных, при высоких значениях плотности, давления и температуры венерианской атмосферы.

Ключевые слова: *Венера, роторный летательный аппарат, авторотация, беспилотные летательные аппараты*

Для десантного аппарата с роторной системой предлагается использовать эллипсоидную форму корпуса. Данная форма выбрана, потому что эллипсоид обладает минимальным значением аэродинамического сопротивления c_x при движении вдоль и поперек потока воздуха [1]. Также эллипсоидная форма является аэродинамически эффективной как при его горизонтальном полете, так и при вертикальном взлете и посадке. Таким образом, выбранная форма придаст аппарату более высокую скорость в полете.

Конструкция летательного аппарата является подобием квадрокоптера. Аппарат состоит из эллипсоидного корпуса, четырех роторов, четырех манипуляторов и четырех ножек-опор. Роторы устанавливаются следующим образом: два противоположных друг другу по диагонали ротора вращаются по часовой стрелке и два других противоположных друг другу по диагонали — вращаются против часовой стрелки. Управление креном осуществляется путем изменения числа оборотов между парой левых и правых роторов. Управление по тангажу обеспечивается путем изменения числа оборотов между передними и задними роторами, а управление по рысканью за счет изменения числа оборотов между роторами, вращающимися против часовой стрелки и по часовой стрелке.

Внутри аппарата будут находиться литий-ионные аккумуляторные батареи, благодаря которым будет работать вся научная аппаратура, выдвигаться и отклоняться ножки-опоры, а также вращаться роторы.

Главной проблемой для исследования Венеры является высокая температура 740 K (467 °C) [2]. Для увеличения продолжительности жизни летательного аппарата в конструкции под корпусом предлагается разместить слой резорциноформальдегидного аэрогеля. Данный аэрогель имеет низкую теплопроводность равную 0,03 Вт/(м·К), поэтому является возможным вариантом теплоизоляции для данной конструкции.

Резорциноформальдегидный аэрогель обладает высокой удельной поверхностью (200–510 м^2/г) и пористостью (41–82 %), а, следовательно, низкой плотностью (0,27–0,86 г/см^3), поэтому он не утяжелит аппарат, а значит, не увеличит нагрузку на несущую конструкцию. К тому же механическая прочность материала достигает

высоких значений (до 31 МПа), что позволит выдерживать высокое венерианское давление 9,2 МПа [3].

Для увеличения времени эксплуатации электроники предлагается использовать полупроводники на основе карбида кремния SiC, которые способны выдерживать высокую температуру (более 600 °C), поскольку в условиях атмосферы Венеры кремниевые полупроводники теряют свои свойства и превращаются в проводники.

Для максимального использования температурных характеристик карбида кремния предлагается использовать многослойную металлизацию. Именно использование трехслойной металлизации титана (Ti) 100 нм, дисилицид тантала ($TaSi_2$) 200 нм, платина (Pt) 300 нм политипа карбида кремния 6H-SiC позволит добиться температурной стабильности в течение более 600 ч при 500 °C. Особенностью контакта является то, что первоначальные окисления кремния создадут механизм образования критического диффузионного барьера, который предотвратит проникновение кислорода в слой металлизации [4].

Таким образом, был предложен возможный состав конструкции десантного модуля и приведены примеры решения научно-технических задач при создании данного аппарата. На основании вышеизложенного требуется проведение дополнительных расчетов с целью обоснования способа решения технических проблем при проектировании десантного модуля.

Литература

[1] Моисеев В.С. Беспилотные вертолеты. Современное состояние и перспективы развития. Казань, Школа, 2019, с. 84–85.

[2] Воронцов В.А., Карчаев Х.Ж., Мартынов М.Б., Примаков П.В. Программа исследования Венеры и международное сотрудничество. Труды МАИ, 2016, № 86. URL: https://mai.ru//upload/iblock/1aa/vorontsov_karchaev_martynov_primakov_rus.pdf

[3] Lermontov S.A., Malkova A.N., Kolmakova A.A. et al. The dramatic influence of gelation solvent choice on the structure and mechanical properties of resorcinol-formaldehyde aerogels. Journal of Porous Materials, 2022. DOI: https://doi.org/10.1007/s10934-022-01365-4

[4] Полищук А. Полупроводниковые приборы на основе карбида кремния — настоящее и будущее силовой электроники. Компоненты и Технологии, 2004, № 43, с. 40–45.

УДК 629.787

Сравнительный анализ перспективных технических средств исследования атмосферы Венеры

Яценко Михаил Юрьевич misha-yacenko@mail.ru
МАИ

Семисорин Елисей Владимирович e.semisorin2012@gmail.com
МАИ

Рассмотрено направление по исследованию планеты Венера, которое спустя несколько десятилетий вновь вернулось в повестку космической деятельности России. В ходе работы был проведен сравнительный анализ и возможность исследования Венеры с помощью аппаратов, находящихся в облачном слое планеты, таких как: аэростатный зонд и управляемый аэростат. Проанализированы возможности использования некоторых перспективных предложений: мультироторный летательный аппарат, дрейфующий атмосферный зонд «ветролет» и роторный летательный аппарат вертикального взлета и посадки с органами управления.

Ключевые слова: *Венера, мультироторный летательный аппарат, техническое средство, вертолет, аэростатный зонд, роторный летательный аппарат*

Сегодня исследование Венеры — одно из важнейших направлений в области изучения космоса. Связано это с тем, что она очень схожа по некоторым своим параметрам с нашей планетой, поэтому ее часто зовут «сестрой» Земли. Важность исследования Венеры заключается в возможности ответить на многие вопросы касательно будущего и нашей планеты: была ли на Венере жизнь, если да — то куда она делась; какие события стали причиной создания столь неблагоприятных условий на планете и т. д.

Используемые для исследования Венеры аппараты сильно отличаются друг от друга по целевым задачам и конструкции: одни предназначены для изучения планеты с орбиты, другие нужны для непосредственного анализа грунта Венеры, третьи — атмосферные аппараты — для получения сведений о планете с относительно близкого к поверхности расстояния, но с возможностью быстро изменять свое местоположение. Такие аппараты перемещаются в облачном слое планеты, именно о них и пойдет речь.

Для осуществления заданной цели существует несколько перспективных технических средств.

Аэростатные зонды

Данные аппараты перемещаются вместе с воздушным потоком. Было установлено, что в верхних слоях атмосферы скорость ветра 120–130 м/с, однако сама планета вращается вокруг своей оси значительно медленнее. Легкий аппарат, летая в зоне быстрого ветра, мог объяснить, как такое явление возникает, или хотя бы собрать о нем больше информации [1].

Управляемый аэростат

Данное техническое средство очень похоже на аэростатный зонд, но имеет важное отличие — возможность вертикального маневрирования с помощью воздушных

винтов небольшой тяги и массы, с энергоснабжением от солнечных батарей. Маневрирование управляемого аэростата по вертикали расширит зону сбора данных [1].

Мультироторные летательные аппараты

Предполагается, что такие аппараты будут построены по схеме мультикоптера. Использование мультироторных ЛА (МРЛА) для исследования Венеры имеет ряд преимуществ, по сравнению с использованием классических аэростатных зондов. Например, используя МРЛА, открывается возможность точной корректировки траектории полета ЛА и полной его управляемости. Эта важная особенность позволяет собирать необходимые данные в определенных регионах планеты, практически невзирая на возмущающие факторы [2].

Ветролет (дрейфующий зонд)

Устройство представляет собой дрейфующий зонд. Предназначен для проведения исследований в процессе дрейфа в атмосфере планеты. Данный аппарат состоит из 2-х частей: блока аппаратуры и парашюта-крыла, обеспечивающего дрейф в воздушных потоках. Использование такого аппарата весьма удешевляет аппарат, за счет использования для передвижения только движение воздушных потоков в атмосфере [1, 3].

Летательный аппарат вертикального взлета и посадки с органами управления

Данный роторный аппарат напоминает по внешнему виду «торпеду», но имеет на своей продольной оси два управляющих винта, а на задней части — хвост с рулями. Такой тип устройства позволяет легко маневрировать в атмосфере планеты, имеет очень хорошие аэродинамические свойства и позволяет совершать вертикальный взлет и посадку, что открывает много возможностей при исследовании не только атмосферы, но и поверхности планеты [4].

Таким образом, в исследовании был проведен сравнительный анализ различных перспективных технических средств изучения атмосферы планеты Венера, в результате которого были выявлены конструктивные особенности этих устройств, описаны схемы функционирования и алгоритмы реализации эксперимента, а также выработаны критерии для сравнения и выделены преимущества и недостатки этих систем.

Литература

[1] Хмель Д.С., Воронцов В.А. Использование атмосферных зондов для исследования планеты Венера. Проблемы и будущее российской науки и техники. Матер. 54-х науч. чтений памяти К.Э. Циолковского: сб. тез. докл. Калуга, Политоп, 2019, с. 332–333.

[2] 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.

[3] Воронцов В.А., Крайнов А.М., Мартынов М.Б., Пичхадзе К.М., Хартов В.В. Предложения по расширению программы исследования Венеры с учетом опыта проектных разработок НПО им. С.А. Лавочкина. Труды МАИ, 2012, вып. 52, 13 с.

[4] Хмель Д.С. Способ полета в расширенном диапазоне скоростей на винтах с управлением вектором силы. Патент № 2371354 Российская Федерация, 2007.

УДК 629.787

Влияние сернокислотной среды атмосферы Венеры на функционирование мультироторного летательного аппарата

Яценко Михаил Юрьевич misha-yacenko@mail.ru
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Рыжков Владислав Валентинович dinozavr.ru@mail.ru
Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет)

Актуальность исследования Венеры, ее атмосферы, а также вопросы разработки и изучения функционирования разного рода технических средств не исчерпается еще долгое время ввиду изменчивости условий атмосферы. На Венере крайне агрессивные условия атмосферы для функционирования технических средств любого типа, в том числе и для мультироторного летательного аппарата. Рассмотрены вопросы, связанные с влиянием сернокислотного конденсата атмосферы Венеры на функционирование мультироторного летательного аппарата. Для этого у мультироторного летательного аппарата рассмотрены пять основных подсистем, и показано, как сернокислотный конденсат влияет на каждую из подсистем в отдельности, а также описаны эти негативные последствия.

Ключевые слова: *Венера, мультироторный летательный аппарат, техническое средство, сернокислотная среда атмосферы, коррозия*

Венера считается планетой земной группы. Принято считать, что в далеком прошлом (около 4 миллиардов лет назад) атмосфера Венеры напоминала земную, но затем в ее атмосфере начали происходить изменения, и возникший парниковый эффект, который изменил атмосферу до текущего состояния [1]. Предполагается, что изучение второй от Солнца планеты поможет предсказать похожие изменения и на Земле.

В качестве технического средства (ТС) исследования атмосферы Венеры используется мультироторный летательный аппарат (МРЛА). Предполагается, что аппарат размещен в конструкции спускаемого аппарата типа «Вега» [2].

МРЛА принадлежит к типу летательных аппаратов (ЛА) вертикального взлета и посадки, сконструирован по схеме мультикоптера, несущие винты установлены по вертолетной схеме и жестко закреплены на балке [2].

К основным подсистемам МРЛА относятся:

1) система отделения.

2) силовая установка с винтомоторной группой (ВМГ). ВМГ — устройство, которое создает тягу и состоит из двигателя, воздушного винта и некоторых дополнительных узлов, систем и агрегатов;

3) система управления (СУ) электродвигателями;

4) система накопления энергии;

5) система обеспечения функционирования аппаратуры [3].

Как для любого технического средства в целом, так и для его подсистем, находящегося в атмосфере Венеры, крайне непросто обеспечить стабильное функционирование. Основной проблемой для любого технического средства, попавшего на Венеру, считается влияние на него коррозии, возникающей из-за дождей, которые состоят из серной кислоты. Эта же проблема распространяется и на МРЛА.

Венера считается планетой с крайне высокой активностью вулканов. Из-за частых и многочисленных извержений вулканов происходит колоссальное высвобождение серы. Происходят химические реакции: сера взаимодействует с избыточным количеством углекислого газа в атмосфере Венеры, вместе с влиянием высоких температур, присутствием испарений водяного пара и солнечными лучами образуется серная кислота. Поэтому атмосферу Венеры принято называть сернокислотной [4].

В силу неизбежного влияния сернокислотной среды атмосферы на ТС, в нашем случае, на МРЛА, рассмотрены последствия этого влияния на подсистемы аппарата, а также даны рекомендации по предотвращению последствий такого влияния:

1. Система отделения. При сильном окислении механизмов отделения данной подсистемы возможна задержка по времени при отделении МРЛА от спускаемого аппарата (СА), что может привести к неудовлетворительному результату миссии по исследованию атмосферы Венеры. Также, попадание серной кислоты в виде капельной конденсации на элементы системы отделения приводит к преждевременному срабатыванию системы (или и вовсе к разрушению системы аэростатного зонда, на которой закреплены МРЛА), что повлечет за собой:

- разрушение МРЛА;
- повреждения СА и его подсистем (в том числе и других технических средств исследования Венеры).

2. Силовая установка с ВМГ. В конструкции винта присутствуют подшипники. При попадании в них влаги, в частности, капельного конденсата сернокислотной среды атмосферы Венеры, появляется коррозия. Во избежание этого следует надлежащим образом обеспечить необходимую защиту подшипника, выбрав качественное, износостойкое уплотнение.

В случае же попадания конденсата в подшипник и дальнейшего воздействия сернокислотной среды атмосферы Венеры, сборочный узел может стереться, так как происходит окисление его поверхности. Зачастую, такая ситуация возникает из-за:

- неправильного подбора материала подшипника;
- ненадлежащего ухода за ним в начале эксплуатации.

В результате увеличения шероховатости, как следствие, увеличивается и трение, а это, в свою очередь, вызовет процесс износа материалов с последующим полным отказом функционирования всей ВМГ, что повлияет на стабильность функционирование всего МРЛА;

3. СУ электродвигателями, система накопления энергии и система обеспечения функционирования аппаратуры. Эти три подсистемы относятся к блоку электроники. Из-за неспособности винтов, находящихся под воздействием влияния на них коррозии, вращаться должным образом, система управления электродвигателями либо произведет экстренное отключение ВМГ, либо электроника начнет перегреваться и плавиться. Так или иначе, оба вышеописанных варианта приведут к выведению МРЛА из строя и завершению миссии по исследованию Венеры.

Коррозию, которая может возникнуть на самих электрических платах, принято называть электрохимической коррозией. Ее влияние негативно сказывается на таких важных компонентах, как:

- узлах питания;
- узлах связи и проч.

Негативное воздействие кислотных дождей в виде испарений серной кислоты на электрические компоненты МРЛА приведет к неспособности аппарата справляться с поставленными задачами.

Электрохимическая коррозия является результатом химической реакции, в которой после разрыва металлических связей атомы металла и атомы, входящие в состав

окислителя, образуют химическую связь. Для защиты от электрохимической коррозии используется метод, заключающийся в активной защите металлов от коррозии, при котором постоянный ток подается на защищаемое электрооборудование таким образом, что оборудование становится катодом или анодом. При достижении желаемого защитного потенциала ток коррозии становится ниже, чем при других потенциалах. В случае же применения метода внешнего тока постоянный ток подается через выпрямитель, управляемый потенциалом [5]. Вместе с вышеописанными методами защиты электроники немаловажным будет ее качественная изоляция от окружающей среды, не пропускающая капельный конденсат внутрь.

4. Конструкция МРЛА. Корпус ТС также проходит «испытание на прочность» атмосферой Венеры. Образование коррозийных элементов на конструкции способно:

- привести к повреждению конструкции аппарата и его элементов, к потере устойчивости;
- повредить электронику, выведя из строя все органы управления аппаратом;
- отклонить аппарат от запланированной траектории движения;
- повредить механизмы вращения винтов, что также повлечет за собой отклонение аппарата от заданной траектории движения, либо и вовсе выведет МРЛА из строя.

Таким образом, в представленной работе мультироторный летательный аппарат рассмотрен как техническое средство, функционирующее в непростых и агрессивных венерианских условиях, в частности, в сернокислотной среде атмосферы планеты. В ходе исследования проведен анализ влияния капельной конденсации серной кислоты на пять основных подсистем аппарата, а также даны рекомендации по устранению проблем, появление которых возможно во время нахождения такого аппарата в атмосфере Венеры.

Литература

[1] Kasting. J.F.; J. Runaway and moist greenhouse atmospheres and the evolution of Earth and Venus. Icarus: journal, Elsevier, 1988, vol. 74, no. 3, pp. 472–494. DOI: https://doi.org/10.1016/ 0019-1035(88)90116-9

[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. DOI: 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. XLVII Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022. URL: https://korolev.bmstu.press/ preprints/ 1295/ (дата обращения 13.11.2022).

[4] Атмосфера Венеры: газовый состав, температура и погода. URL: https://starcatalog.ru/ planetyi/atmosfera-venery-gazovyj-sostav-temperatura-i-pogoda.html (дата обращения 13.11.2022).

[5] Анодный протектор. Анодная защита. Классификация методик электрохимической катодной защиты. URL: https://vt- metall.ru/articles/270-anodnyj-protektor-anodnaya-zashchita-klassifikatsiya- metodik-elektrokhimicheskoj-katodnoj-zashchity (дата обращения 13.11.2022).

УДК 629.78 ; 614.8

Особенности правовых и организационных основ осуществления ФГБУ ВНИИ ГОЧС (ФЦ) космической деятельности Российской Федерации в рамках прогнозирования чрезвычайных ситуаций, возможных в результате падения, разрушения ракетно-космического изделия

Рожко Олег Игоревич rozhkoo@mail.ru
ФГБУ ВНИИ ГОЧС (ФЦ) МЧС России

Рассмотрены особенности правовых и организационных основах осуществления Всероссийским научно-исследовательским институтом по проблемам гражданской обороны и чрезвычайных ситуаций МЧС России (федеральный центр науки и высоких технологий) космической деятельности Российской Федерации в рамках прогнозирования чрезвычайных ситуаций, возможных в результате падения, разрушения ракетно-космического изделия (космического аппарата), общие подходы к анализу рисков возникновения чрезвычайной ситуации при запуске космических объектов.

Ключевые слова: *ракета-носитель, трасса пуска, отделяющаяся часть, точки падения, компоненты ракетных топлив, безопасность населения, поражающий фактор*

Одной из научных задач, решаемых ВНИИ ГОЧС (ФЦ) (далее — Институт) в рамках совершенствования научных основ мониторинга и прогнозирования чрезвычайных ситуаций (ЧС) является осуществление научно-обоснованных эффективных оперативных прогнозов техногенного характера на территории Российской Федерации для подразделений центрального аппарата и территориальных органов МЧС России, центров управления в кризисных ситуациях, группировок сил МЧС России, а также профильных органов государственной власти, государственных корпораций [1–4].

Соответственно, одним из научно-практических направлений космической деятельности, осуществляемой в целях мониторинга и прогнозирования ЧС техногенного, техногенно-социального и природно-техногенного характера, является прогнозирование ЧС, возможных в результате падения, разрушения ракетно-космического изделия (космического аппарата), наиболее вероятных при пусках ракет космического назначения (РКН) (далее — ЧС при пусках РКН).

Правовые основы

Прогнозирование ЧС при пусках РКН осуществляется в качестве реализации требования о ракетно-космических катастрофах и авариях на стартовых комплексах и в населенных пунктах и вне стартовых комплексов и населенных пунктов. В соответствии с п. 1.1.8 Критериев информации о чрезвычайных ситуациях природного и техногенного характера, утвержденных приказом МЧС России от 05.07.2021 № 429, к ЧС относится любой факт падения и (или) разрушения ракетно-космического изделия (космического аппарата).

Правовую основу этой прогностической деятельности образуют:

- Конвенция о международной ответственности за ущерб, причиненный космическими объектами (принята резолюцией 2777 (XXVI) Генеральной Ассам-

блеи ООН 29.11.1971, ратифицирована СССР 29.03.1972), декларирующая что, несмотря на меры предосторожности, которые должны принимать государства, занимающиеся запуском космических объектов, эти объекты способны причинять ущерб и на эти обстоятельства необходимо реагирование;

- Закон Российской Федерации от 20.08.1993 № 5663-1 «О космической деятельности»;
- Федеральный закон от 21.12.1994 № 68-ФЗ «О защите населения и территорий от чрезвычайных ситуаций природного и техногенного характера»;
- Федеральный закон от 21.07.1997 № 116-ФЗ «О промышленной безопасности опасных производственных объектов»;
- Федеральный закон от 12.02.1998 № 28-ФЗ «О гражданской обороне» [2];
- Федеральный закон от 27.07.2006 № 149-ФЗ «Об информатизации, информационных технологиях и защите информации»;
- Федеральный закон от 13.07.2015 № 215-ФЗ «О государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос»;
- Указ Президента Российской Федерации от 17.03.2008 № 351 «О мерах по обеспечению информационной безопасности Российской Федерации при использовании информационно-телекоммуникационных сетей международного информационного обмена»;
- постановление Правительства Российской Федерации от 31.05.1995 №536 «О порядке и условиях эпизодического использования районов падения отделяющихся частей ракет»;
- Постановление Правительства Российской Федерации от 30.12.2003 № 794 «О единой государственной системе предупреждения и ликвидации чрезвычайных ситуаций»;
- Постановление Правительства Российской Федерации от 30.11.2016 №1272 «Об утверждении Правил обеспечения на федеральном уровне Национальным центром управления в кризисных ситуациях координации деятельности органов повседневного управления единой государственной системы предупреждения и ликвидации чрезвычайных ситуаций и органов управления гражданской обороной, организации информационного взаимодействия федеральных органов исполнительной власти, органов исполнительной власти субъектов Российской Федерации, органов местного самоуправления и организаций» (с изменениями и дополнениями);
- Распоряжение Правительства Российской Федерации от 04.01.2000 №11-р «О заключении договоров, связанных с запуском ракет с космодромов и использованием районов падения отделяющихся частей ракет».

В части разграничения полномочий между федеральными органами государственной власти, органами государственной власти субъектов Российской Федерации и органами местного самоуправления в сфере защиты населения и территорий при возникновении ЧС техногенного характера правовую основу прогнозирования ЧС при пусках РКН образуют федеральные законы от 06.10.1999 № 184-ФЗ «Об общих принципах организации законодательных (представительных) и исполнительных органов государственной власти субъектов Российской Федерации» и от 06.10.2003 №131-ФЗ «Об общих принципах организации местного самоуправления в Российской Федерации». При этом прогнозирование ЧС космического характера, непосредственно связанное в том числе с оценкой возможного вреда экосистеме по трассе пуска (полета) РКН, не предполагает экологического обследования территории космодромов пуска

РКН или районов падения отделяющихся частей РКН и, следовательно, не нуждается в лицензировании этого вида космической деятельности.

Прогнозирование ЧС при пуске РКН осуществляется надлежащими специалистами, имеющими не только базовую техническую подготовку, но и доступ к соответствующей информации о месте нахождения критически важных (КВО) и потенциально опасных (ПОО) объектов инфраструктуры расположенных по трассе полета РКН с момента ее пуска.

Правовые основы прогнозирования ЧС при пуске РКН отражены также в письмах Государственной корпорации по космической деятельности «Роскосмос» (далее — Роскосмос), к примеру, от 19.04.2016 № МА-2305 (в части доведения даты (основной и резервной) времени пуска РКН до МЧС России, Росгидромета и ФМБА России) и №МА-2306 (в части предоставления в Федеральный информационно-аналитический центр (ФИАЦ) Росгидромета данных об РКН, компонентах ракетного топлива и их количестве и параметрах планируемой траектории пуска РКН).

Договорные основы. Межведомственная рабочая группа

Основными участниками межведомственного взаимодействия на случай аварий при пуске РКН с космодромов Байконур и «Восточный» являются МЧС России, ФМБА России, Росгидромет, Роскосмос. Пуски с космодрома «Плесецк» обуславливают необходимость участия в этом взаимодействии Минобороны России.

В настоящее время, указанное межведомственное сотрудничество осуществляется в соответствии с Соглашением от 30.12.2019 № 118/МК-13-23С/82/2-4-38-54/С-140-110/32-019/351, заключенным Государственной корпорацией по космической деятельности «Роскосмос» (Роскосмос), Минприроды России, МЧС России, Росгидрометом и ФМБА (далее — Соглашение).

В соответствии с абз. 2 п. 3.1 Соглашения, Госкорпорации «Роскосмос» информирует МЧС России о возникновении возможных угроз населению и территориям в связи с пуском РКН, а также сообщает иные сведения, необходимые для подготовки рекомендаций по организации и выполнению комплекса мероприятий по защите населения и проведению работ по ликвидации последствий аварии в районах пуска РКН и падения отделяющихся частей ракет, а также по трассе полета РКН.

В свою очередь, МЧС России в соответствии с абз. 4 п. 2.4 Соглашения осуществляет заблаговременное планирование действий сил и средств на случай аварии при пуске РКН.

В то же время в части прогноза ЧС при пуске РКН, информация о которых предусмотрена пп. 1.1.8 Критериев информации о чрезвычайных природного и техногенного характера, утвержденных приказом МЧС России от 05.07.2021 № 429 (далее — прогноз ЧС), решен ряд вопросов организации предусмотренного Соглашением взаимодействия, а именно:

- принято решение о необходимости единого (межведомственного) порядка мониторинга, прогнозирования и анализа ЧС [1],
- принято решение о создании постоянной межведомственной рабочей группы (МвРГ) научно-прикладного характера в целях реализации Соглашения, т. е. проведения заранее согласованных мероприятий прогнозирования ЧС при нештатных ситуациях, возможных при запуске конкретных космических аппаратов с космодромов Байконур и «Восточный»;

- принято решение о разработке типовых сценариев возникновения, развития и ликвидации ЧС на притрассовых территориях (территории по трассам запуска космических аппаратов) при пусках РКН, в районах падения отделяющихся частей РКН, на прилегающих к ним территориях, при вылетах составных частей РКН и их фрагментов за границы районов падения (далее — типовые сценарии ЧС), а также типовые сценарии возникновения и развития нештатных ситуаций с РКН [1];
- актуализирован перечень и содержание мероприятий и действий участников РСЧС (министерств и ведомств) при возникновении ЧС техногенного космического характера и ликвидации их последствий;
- организована разработка аварийных карточек на пуск РКН в рамках РСЧС (по аналогии с аварийными карточками РСЧС на транспортировку особо опасных грузов).

В целях реализации решений данного совещания представителей сторон Соглашения МЧС России (письмо от 18.09.2020 № 43-7204-12, И.П. Денисов) в целях реализации единого межведомственного порядка мониторинга, прогнозирования и анализа риска ЧС, возникающих при пусках РКН с космодромов Байконур и «Восточный» предложено:

1. Осуществить создание указанной постоянно действующей МвРГ на базе Института.
2. Разработать и утвердить положение о МвРГ, принять регламент план работы МвРГ.
3. Разработать и установить параметры и формат предоставления соответствующих данных.
4. Разработать и согласовать с заинтересованными ведомствами, а также органами власти субъектов Российской Федерации дорожную карту МвРГ на период до 2025 года.
5. Предусмотреть целевое финансирование необходимых научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ (НИОКР) в области прогнозного мониторинга и моделирования ЧС, возникающих при нештатных запусках космических аппаратов и пуска РКН с космодромов Байконур и «Восточный».
6. При необходимости заключить прямые двусторонние соглашения между участниками Соглашения, направленные на регулирование совместных действий по реализации Соглашения, в том числе между Институтом и НПО «Тайфун».
7. Разработать перечень и содержание мероприятий, действий министерств, ведомств и организаций при возникновении и ликвидации ЧС, их последствий.

В рамках предложенных научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ, МЧС России предложено разработать:

- модели и методики прогнозирования, мониторинга и оценки рисков ЧС, возникающих при пусках РКН с космодромов Байконур и «Восточный»;
- методические рекомендации для территориальных подсетей СНЛК, гражданской обороны (ГО) и защиты населения субъектов Российской Федерации трассовых территорий в случае указанных выше нештатных ситуаций,
- порядок взаимодействия и информационно-технического сопряжения средств Центра управления полетами АО «ЦНИИмаш» со средствами ГУ «НЦУКС» МЧС России, а также центром поддержки принятия решений (ЦППР) Института в интересах МвРГ по выделенным каналам связи при нештатных ситуациях на трассах пуска РКН с космодромов Байконур и «Восточный».

Такой подход изначально был поддержан представителями сторон Соглашения (п. 2.13 протокола совещания представителей сторон Соглашения, проведенного в группе управления и контроля Госкорпорации «Роскосмос» от 28.08.2020 № МХ-1073-пр). При этом предполагается, что общий объем необходимых ассигнований средств федерального бюджета составит ориентировочно, 20 млн. рублей, из которых до 3 млн. рублей должно быть направлено на обеспечение участия Института.

В соответствии с имеющимися рекомендациями, между участниками Соглашения заключены:

- соглашение от 16.07.2021 № 12-2/5/2021 о сотрудничестве между ВНИИ ГОЧС (ФЦ) и НПО «Тайфун», а также от 16.07.2021 Соглашение о конфиденциальности информации;
- соглашение о сотрудничестве от 12.03.2021 № 12-1/5/381/145/21 между ВНИИ ГОЧС (ФЦ) и АО «ЦЭНКИ»;
- соглашение от 25.05.2021 № 12-1/5/381/145/21 между ВНИИ ГОЧС (ФЦ) и АО «ЦЭНКИ» об информировании при запусках космических объектов.

Решение о необходимости создать на базе Института МвРГ впоследствии дополнительно подтверждено (письмо МЧС России от 30.12.2020 № 43-9459-12, И.П. Денисов). При этом Госкорпорации «Роскосмос» и находящимся в ее ведении организациям предложено по всем вопросам деятельности МвРГ обращаться непосредственно в Институт.

Формат информационного взаимодействия

Информационное взаимодействие между Институтом и организациями Госкорпорации «Роскосмос» согласуется с положениями Концепции создания комплексной системы информирования и оповещения населения при угрозе и возникновении ЧС.

Также принимается во внимание, что в задачи МвРГ входит совершенствование механизмов информационного обеспечения пусков РКН, которое в настоящее время осуществляется посредством:

- предоставления по требованию организаций и граждан информации об опасности, возникающей при осуществлении пуска;
- информирования об угрозе безопасности населения и окружающей среды в случае возникновения чрезвычайной ситуации в результате аварии при осуществлении пуска РКН соответствующих органов государственной власти, а также организаций и граждан;
- организации информирования о запуске космических аппаратов (оповещение о результатах его осуществления);
- оповещения в случае аварии РКН через оперативно-дежурные органы с указанием времени и ориентировочного местоположения зоны аварии (незамедлительно по телефону).
- Оперативное информационное взаимодействие с участниками Соглашения и другими участниками РСЧС осуществляется Госкорпорацией «Роскосмос» через пускающую организацию АО «ЦЭНКИ», а с Росгидрометом — через ФИАЦ Росгидромета и ФГБУ НПО «Тайфун».

Для обеспечения разработки (актуализации) каждого конкретного прогноза ЧС, контроля соответствия методическим требованиям МЧС России Роскосмосом (письмо от 10.03.2021 № МК-2063) предложено установить непосредственное ин-

формационное взаимодействие между Институтом и профильными организациями Госкорпорации «Роскосмос» и Росгидромета.

На данном этапе формой такого информационного взаимодействия выбрана специализированная научно-практическая конференция (СМК), организуемая Институтом по средствам видеоконференцсвязи, предоставляемой Госкорпорацией «Роскосмос».

Целью СМК является формирование постоянно действующего канала прямой и взаимообратной связи с уполномоченными и потенциальными участниками процесса обеспечения безопасности населения и территорий при осуществлении пуска РКН в целях:

- доведения прогноза (сотрудники 5 НИЦ Института);
- методической отработки возможных действий сил при возникновении ЧС при пуске РКН (представители Роскосмоса);
- изложения сопутствующих вопросов и проблем территориальных образований (представители ГУ «НЦУКС» и ЦУКС территориальных подразделений МЧС России);
- разъяснений по поставленным представителями территориальных образований вопросам (сотрудники 5 НИЦ Института и/или Госкорпорации «Роскосмос», исходя из сути вопросов).

Международный формат СМК определяется потенциальным участием представителей заинтересованных иностранных органов и организаций в связи с полетом РКН над территорией соответствующих государств (например, Республика Казахстан) или владением космическим объектом, запускаемым на околоземную орбиту в составе РКН.

Обеспечение готовности к действиям в районе аварии при пуске РКН

В целях обеспечения готовности сил и средств к пуску РКН, создаются условия для своевременного реагирования в случае аварии РКН, начала работ по локализации, снижению масштабов негативного воздействия поражающих факторов и ликвидации последствий ЧС при пуске РКН. При этом МЧС России:

- определяет региональные подразделения МЧС России, обеспечивает их готовность, устойчивое и непрерывное взаимодействие в позиционном районе космодромов и по трассе пуска РКН;
- совместно с Роскосмосом, оказывает методическую помощь в подготовке, развертывании, оснащении и организации действий группы повышенной готовности;
- за 3 часа до назначенного времени пуска РКН переводит в режим повышенной готовности силы и средства МЧС России на космодромах, расположенных на территории Российской Федерации, и пункты управления территориальных задействуемых подразделений МЧС России.

В ходе научно-методического взаимодействия, проработки вопросов обеспечения готовности сил и средств к надлежащим действиям в районе и в случае аварии РКН, осуществляется:

- мониторинг влияния ракетно-космической деятельности на природную среду — силами и средствами Института водных экологических проблем Сибирского отделения РАН (г. Барнаул), Нижегородского НИИ химии при Нижегородском Госуниверситете, Центра лабораторного анализа и технических измерений по Амурской области и ЗАО «Энергопромресурс» (г. Москва);

- медицинское обеспечение (для космодромов Байконур и «Восточный) — силами и средствами Регионального управления комплекса «Байконур» и ФГБУ Дальневосточный окружной медицинский центр ФМБА России;
- санитарно-гигиеническое обеспечение (для космодрома «Восточный) — лабораторией санитарно-гигиенического контроля группы медицинского обеспечения филиала ФГУП «ЦЭНКИ» — КЦ «Восточный»;
- формирование и готовность группы повышенной готовности, укомплектованной подготовленным персоналом и оснащенной необходимым оборудованием для устранения аварийных ситуаций, проведения аварийно-спасательных и поисковых работ, ликвидации последствий возможной аварии РКН при пуске в составе расчета управления, аварийно-технического расчета и поисковой группы;
- уведомление о дате (основной и резервной) и времени старта РКН (уведомляются: МЧС России (ГУ «НЦУКС», ВНИИ ГОЧС (ФЦ), ГУ МЧС России в соответствующих субъектах Российской Федерации), МИД России, ФМБА, Минприроды России, Росгидромета (включая ФИАЦ Росгидромета), ФАВТ, Росавиации (ГКЦ ПС Единой системы авиационно-космического поиска и спасания (ГКЦПС ЕСАКПС)), Минобороны России (Национальный центр управления обороной Российской Федерации и Управление ВКС)), осуществляется фиксация и оценка информации о готовности соответствующих органов управления на космодроме и по трассе пуска, привлекаемых к обеспечению безопасности пуска РКН — ФГУП «ЦЭНКИ» Роскосмоса;
- фиксация и анализ информации о методической и методологической готовности к пуску РКН региональных (субъектовых) сил и средств МЧС России (по трассе пуска) — ВНИИ ГОЧС (ФЦ) МЧС России;
- фиксация информации о готовности к пуску РКН органов управления на космодроме Байконур — ФКУ «Специальное управление федеральной службы противопожарной службы № 70 МЧС России»;
- оповещение участников взаимодействия при отмене пуска РКН, переносе его на резервную дату или назначении новой даты пуска — Госкорпорация «Роскосмос».

Дальнейшая научная проработка и последующее нормативное и научно-методическое обеспечение выстраивания и актуализации соответствующих систем для космодромов «Восточный», Байконур и «Плесецк» в соответствии с требованиями МЧС России является также одной из задач созданной МвРГ.

О выработанных предложениях и рекомендациях

Развитие научно-исследовательской и методической деятельности в целях дальнейшего совершенствования прогнозирования ЧС при осуществлении космической деятельности, с учетом статуса Института как федерального центра науки и высоких технологий, а также учитывая междисциплинарный характер исследуемых ЧС и транстерриториальный характер обуславливают:

- создание на базе Института интегрирующей научно-методической площадки;
- систематизацию информационного обмена между участниками РСЧС и другими заинтересованными органами и организациями;
- разработку пакета нормативных правовых и методических документов, обеспечивающих научно-обоснованное прогнозирование и минимизацию последствий возможных ЧС при осуществлении космической деятельности;

- участие МЧС России (Института) в разработке любых предложений по предупреждению ЧС, возможных при осуществлении космической деятельности, для их включения в федеральный план действий по предупреждению и ликвидации чрезвычайных ситуаций, аналогичные планы федеральных округов, субъектов Российской Федерации, муниципальных образований и организаций.
- вовлечение специалистов заинтересованных иностранных сторон (запускающих государств) задействуемых в соответствующих космических проектах, в орбиту научно-технической деятельности Российской Федерации (Института) по данному направлению.

Также представляется целесообразным в развитие Соглашения от 30.12.2019 №118/МК-13-23С/82/2-4-38-54/С-140-110/32-019/351 принять совместный приказ МЧС России и Госкорпорации «Роскосмос», которым закрепить регламент взаимодействия и межведомственное разграничение вопросов развития совместного научно-технического сотрудничества в представленном направлении деятельности.

Реализация данных мер позволит ВНИИ ГОЧС (ФЦ) в комплексе регулятивного воздействия создать научно-технический задел методического обеспечения мониторинга и прогнозирования ЧС, возможных при осуществлении космической деятельности в части пусков РКН.

Литература

[1] Федеральный закон «О безопасности» от 28.12.2010 № 390-ФЗ.

[2] Федеральный закон «О гражданской обороне» от 12.02.1998 № 28-ФЗ.

[3] Федеральный закон «О пожарной безопасности» от 21.12.1994 № 69-ФЗ.

[4] Федеральный закон «О радиационной безопасности населения» от 09.01.1996 № 3-ФЗ.

УДК 007.5

История, развитие учебного процесса и научной деятельности КФ МГТУ им. Н.Э. Баумана в области систем автоматического управления

Алакин Виктор Михайлович alakin.vm@bmstu.ru
МГТУ им. Н. Э. Баумана

Выполнен проведен исторический обзор и изложены принципы формирова-ния и научно-образовательного развития кафедры «Системы автоматического управления и электротехника» Калужского филиала МГТУ имени Н.Э. Баумана, а также указаны основные достижения по учебно-методической и научной работе в направлении систем автоматического управления сложными техническими объектами, а также представлены основы комплексной системы подготовки специалистов.

Ключевые слова: *подготовка кадров, создание научно-методической базы, системы автоматического управления, информационные технологии, микропроцессорные устройства, цифровая электроника, проектирование цифровых систем управления*

Кафедра «Системы автоматического управления и электротехника» КФ МГТУ им. Н.Э. Баумана и далее секция «Системы автоматического управления» были созданы в сентябре 1992 года. Это время характери-зовалось широкой разработкой и внедрением автоматизированных си-стем управления. Открытие в Калуге филиала НПО им. С.А. Лавочкина и работа ряда машиностроительных предприятий обозначили возрастающую потребность в специалистах по разработке, производству и обслуживанию систем автоматического управления техническими объектами, в том числе летательными аппаратами. К этому времени был сформирован квалифицированный коллектив преподавателей, который далее пополнялся специалистами предприятий. Калужская кафедра постоянно связана с научной и учебной работой кафедры «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана. Поэтому формирование состава кафедры высокой квалификации по теории автоматического управления и систематическое учебное и научно-методическое взаимодействие с кафедрой «Системы автоматического управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана позволили в Калуге развить научную работу и организовать подготовку высококвалифицированных специалистов. Продолжительное время кафедрой заведовал заслуженный деятель науки и техники РФ, доктор технических наук, профессор Николай Дмитриевич Егупов. В состав кафедры «Системы автоматического управления и электротехника» в период становления вошли квалифи-цированные преподаватели: Юрий Петрович Корнюшин — профессор, доктор технических наук; а также кандидаты технических наук, доцен-ты — Михаил Юрьевич Адкин – декан факультета информатики и управления, Дмитрий Андреевич Акименко, Николай Федорович Врублевский, Мария Олеговна Корлякова, Владимир Иванович Краснощеченко, Александр Михайлович Макаренков, Дмитрий Владимирович Мельников, Сергей Иванович Николаенко, Наталья Васильевна Царькова, а также старшие преподаватели — Владимир Николаевич Коновалов, Светлана Валентиновна Мышляева [1].

На следующем этапе развития кафедры с 2010 года наблюдался значи-тельный подъем мировой и отечественной научно-технической дея-тельности и достижений в

области систем управления. Указанная тен-денция потребовала при разработке сокращения циклов обновления технологических процессов систем автоматизации на основе использо-вания информационных технологий. Это вызвало необходимость существенно повысить учебный и научный уровень профессиональной деятельности преподавателей кафедры. Учитывая современные высо-коточные и многофункциональные требования к системам автоматиче-ского управления, ученые кафедры дают выпускникам высокий уро-вень целевой математической подготовки для решения сложных мате-матических задач моделирования современных систем управления. Для решения учебных задач и выполнения НИР на кафедре разработана и применена комплексная методология проектирования систем управле-ния на основе математического моделирования и информационных технологий [2]. Поэтому для системного решения учебных и научных задач были подготовлены и изданы учебники в пяти томах под редак-цией К.А. Пупкова и Н.Д. Егупова [3]. Учебники от¬ражают современ-ное состояние, задачи развития, перспективные методы и научные ос-новы прикладной теории систем автоматического управления, а именно включают: аппарат дифференциальной геометрии, теории катастроф, теорию хаоса, стохастические системы, теорию робастного управления, методы адаптивного управления, интеллектуальные системы, нейрокомпьютеры. На этой методической основе преподаватели кафедры и студенты изучают и разрабатывают высокотехнологичные варианты систем автоматического управления техническими объектами и в том числе летательными аппаратами.

В настоящее время руководство кафедрой осуществляет кандидат тех-нических наук, доцент Мельников Владимир Дмитриевич. Современ-ная теория и практика автоматического управления представляет собой комплекс математической, методической и информационной базы для решения следующих прикладных задач: комплексного анализа объекта управления и условий его функционирования; выбора контрольно-измерительной системы, сбора информации о текущем поведении системы и внешних воздействиях; синтеза алгоритмов управления; реализация алгоритма управления на базе цифровой (микропроцессорной) техники; выбора исполнительных устройств, реализующих управляющее воздействие [4]. В процессе научной работы и обучения студентов большое внимание сейчас уделяется не только применению современной теории автоматического управления, основные положения которой отражены в 5-томном учебнике [3], но и использованию современных информационных технологий и САПР. При этом основное внимание уделяется изучению основ системного и прикладного программирования, разработке структурных элементов автоматического управления, электронных и функциональных схем систем технического управления с применением САПР. Так информационное направление в разработке САУ позволяет оперативно и качественно подготовить проектируемую схему автоматического управления, отладить соответствующую программу на персональном компьютере, загрузить ее в ПЛИС или память микроконтроллера с использованием технологии внутрисхемного про-граммирования. В настоящее время этим направлением успешно руко-водит старший преподаватель В.Н. Коновалов. Решение задач создания алгоритмического и программного обеспечения систем автоматическо-го управления, обязательно включает автоматизацию технологических процессов управления, с целью снижения нагрузки на оператора и ис-ключения вероятности ошибки при ручном управлении. Разработка современных систем управления в автоматизированных комплексах имеет свою специфику не только с точки зрения архитектуры, но и с точки зрения используемых — операционной системы и пакетов про-грамм автоматического управления. Поэтому на ка-

федре проведена значительная работа по развитию лабораторной базы, оснащенной про-граммируемыми логическими микроконтроллерами ведущих фирм. Также для проведения НИР и подготовки высококвалифицированных инженеров-разработчиков систем управления на кафедре проводится работа по совершенствованию научной и учебной базы дисциплин, таких как «Микропроцессорные устройства систем управления», «Цифровая электроника», «Проектирование цифровых систем управления». Эти совершенствования направлены на использование современной микроэлектронной элементной базы в виде программируемых логических интегральных схем (ПЛИС), микроконтроллеров, цифровых сигнальных процессоров и т. д. [5]. Разработанные на кафедре новые стенды ЛСЦ-003 и МКС-003 применяются для моделирования и реализации цифровых устройств, отладки и демонстрации широкого спектра цифровых устройств и также применяются для решения учебных задач различного содержания и степени сложности. Конструкция стенда позволяет расширять его функциональные возможности за счет подключения или замены внутренних плат, расширения и применения внешних сменных модулей. Открытая архитектура и широкие функциональные возможности позволяют успешно использовать лабораторные стенды ЛСЦ-003 и МКС-003 для выполнения курсового, дипломного проекти-рования и научно-исследовательских работ. Также для развития прак-тической подготовки специалистов и выполнения разработок по направлению «Системы автоматического управления» на кафедре по-стоянно уделяется внимание интеграции с научными и промышленны-ми предприятиями Калужской области и РФ в рамках выполнения це-левых научно-технических проектов.

Литература

[1] Егупов Н.Д., Левинзон С.В. Основные научные направления Калужского филиала МГТУ им. Н.Э. Баумана. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020, вып. 3 (40), с. 111–118.

[2] Пупков К.А., Егупов Н.Д., Макаренков А.М. и др. Теория и компьютер-ные методы исследования стохастических систем. Москва, Физматлит, 2003, 400 с.

[3] Пупков К.А. (ред.), Егупов Н.Д. (ред.). Методы инженерного синтеза сложных систем управления: аналитический аппарат, алгоритмы, прило-жения в технике: 5 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012.

[4] Пупков К.А., Егупов Н.Д., Трофимов А.И. Статистические методы анализа, синтеза и идентификации нелинейных систем автоматического управления. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1998, 561 с.

[5] Дмитриев А.Н., Егупов Н.Д., Зиновьев П.Г. Детерминированный и статический анализ нелинейных систем одного класса с использованием ортогональных функций. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана, 1996, вып. 3 (24), с. 80–88.

УДК 316.35

Большой космический стиль: калужский опыт вчера и сегодня

Комов Алексей Олегович komov-3@yandex.ru
Горуправа города Калуги

Большой стиль двадцатого столетия, вышедший из Русского Авангарда сегодня на космическом перепутье века 21-го. Мы не чувствуем сегодня своё первенство в той мере, в какой его ощущали герои Авангарда и Оттепели. Но это не исключает того факта, что мы должны быть носителями и хранителями уникального кода. Кода большого стиля, который несёт в себе, например, архитектура Музея истории космонавтики в Калуге — шедевра советского модернизма, который создавался под непосредственным художественным патронажем Сергея Павловича Королёва. В докладе будет раскрыта историческая значимость композиционных находок, новаторства, которые заключают в себе важные смыслы развития современного зодчества под влиянием советского космического прорыва. Подробно будет рассмотрено, как мечта о небе и технологические взлеты, связанные с его покорением и сегодня влияют на примере калужского опыта на создание новой среды архитектуры и дизайна.

Ключевые слова: *космическая архитектура, русский космизм, архитектура сети, советская культура, советская космическая программа, космонавтика и культура, искусство, дизайн, градостроительство, прорывные технологии*

"Большой космический стиль: калужский опыт вчера и сегодня"

Сто с лишним лет назад, на рубеж XX века, человечество вышло с совершенно новым самоощущением: вал новых научных и технологических открытий и революционных концепций. Эта технологическая и научная революция не могла обойти стороною и архитектуру.

Идея строительства Нового мира, провозглашенная в Советской России в 1917 году, открыла пути самым дерзновенным планам и замыслам, отозвалась в умах и сердцах, художников, дизайнеров, архитекторов-новаторов. Темы футуризма, планетарности, трехмерности, геометризма и антропометризма, универсальной вселенскости стали темами новой эпохи и нового архитектурного стиля, который прорастал тогда в России. Архитектурный футуристический авангард 1920-х годов мыслил себя концептуально-универсальным языком, который будет не только языком будущей архитектуры, но и языком архитектуры космических станций, инопланетных поселений. Простота, удобство и соразмерность человеку, его труду и отдыху. Лисицкий, Татлин, Шухов, Мельников, братья Веснины, Малевич, Крутиков, Калмыков, Хидекель, Барщ, Чернихов, Леонидов вот только часть тех отечественных архитекторов, которые соизмеряли свою архитектуру с макрокосмом вселенной [1, 2].

Прорыв в Космос, осуществившийся в конце 50—60-хх всколыхнул все советское общество, в том числе и архитектурную мысль, вернув ее во многом к прорывным идеям архитекторов-конструктивистов. Новый подъем дал стране новые архитектурные шедевры. И прежде всего Музея истории космонавтики в Калуге — эталона «космического стиля» на все времена [3].

Вклад конструктора Сергея Павловича Королева в становлении «космического стиля» в советской архитектуре и искусстве трудно переоценить. Он творец великого «советского космического проекта» во всем его инженерном и культурном единстве, пристально уделял внимание ко всем знаковым объектам того времени, посвященным прорыву отечественной космонавтики. 17 сентября 1957 года С.П. Королёв выступил на торжественном собрании в Колонном зале Дома Союзов Москве, посвященном 100-летию со дня рождения К.Э. Циолковского и заявил о необходимости расширения Дома-музея К.Э. Циолковского в Калуге, создания не просто филиала, а полноценного Дворца Космоса.

В 1960–1961 годах Госстрой РСФСР и Союз архитекторов СССР провели открытый конкурс на проект здания будущего музея. Первую премию получил авторский коллектив под руководством Бориса Григорьевича Бархина, профессора Московского архитектурного института, который собрал в команду своих бывших учеников. Важно понимать, что калужский музей был задуман не после первого полета человека в космос, а гораздо раньше. Поэтому его создание есть неотъемлемая и важнейшая часть всего «великого космического проекта».

3 октября 1967 года, в канун 10-летия со дня начала космической эры, состоялось торжественное открытие музея. Здание — шедевр советского модернизма и объект культурного наследия федерального значения [4]. К сожалению, Сергею Павловичу не удалось увидеть открытие своего архитектурного детища в Калуге. 14 января 1966 года ушел из жизни главный создатель «космического стиля» в советской архитектуре. После его ухода «космический стиль» лишился главного подвижника-авангардиста, который продвигал и курировал его на всех уровнях.

Очередной всплеск пришелся впредверии Олимпиады – 80. Многие из тех, кто участвовал в командах готовивших масштабные олимпийские объекты и мероприятия готовились к главному «космическому юбилею» страны, который она должна была встретить после Олимпиады через год в 1981 — 20 лет первому полету Человека в космос. К сожалению, в то время не нашлось авторитетной фигуры, равной Сергею Павловичу Королева в 1960-е годы, чтобы настоять на гораздо больших торжествах, достойных юбилея. Руководство СССР решило, что на Олимпиаду были потрачены чрезмерные усилия, чтобы сразу через год провести еще одни грандиозные мероприятия.

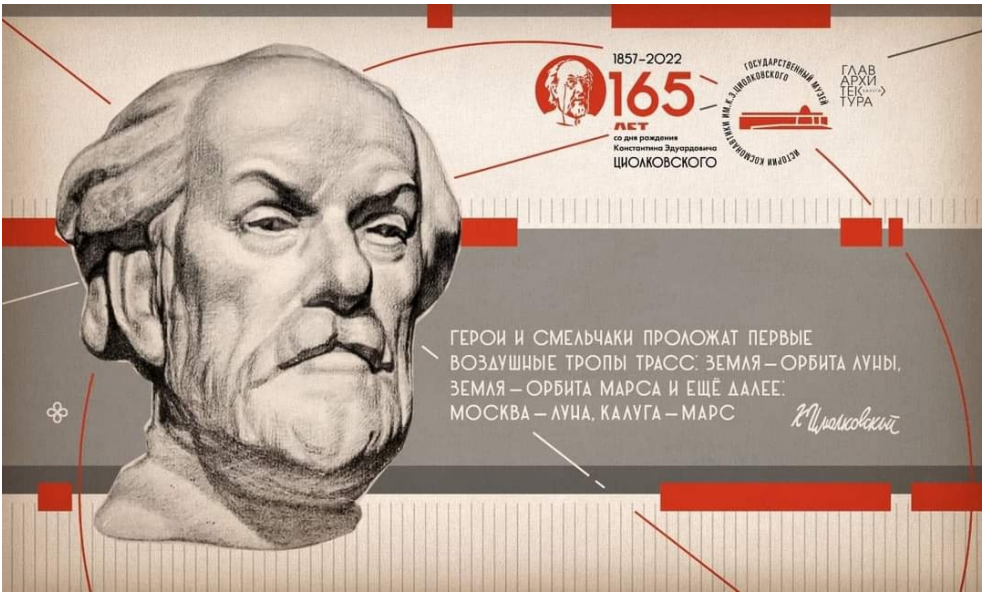
Возможно, это одна из многих причин начала катастрофы, приведшей к разрушению великой космической державы, давшей миру эпохальные образцы архитектуры и искусства, от которых питается весь современный мир. Поэтому крайне важен сегодня калужский опыт восстановления объектов городской среды, связанных с монументальным и декоративным искусством эпохи «космического прорыва». Причем упор делается именно на позднесоветское наследие. Спектр и масштабы от панно в технике сграффито до мозаичных рельефов, от грандиозных монументальных комплексов до легендарных неоновых вывесок.

Тема актуальная, так как советские объекты 1970-х вошли во по времени фазу возможного принятия статуса объектов наследия. Но к сожалению, зачастую отношение на местах к ним незаслуженно сугубо утилитарное. Калужский опыт доказывает обратное.

Духоподъемное наследие советского «космического стиля» вдохновляет на его продолжение на новом витке.

Преемственность — это главный лейтмотив работы в городе «колыбеле космонавтики» с архитектурной средой сегодня. Так рождается единый стиль от оформления больших событий и городской айдентики до новейших монументов, напитанных славой великих предшественников, видевших отчетливо большое будущее цивилизации. Открывшаяся в юбилейный год для мировой космонавтики вторая очередь ГМИК и его обновленная территория доказывает, что развитие Большого стиля не просто возможно, а происходит уже сейчас.

Наше поколение стоит на плечах титанов, проявивших себя в невероятных подвигах, в генерации новых идей, в прорывных архитектурных проектах. У нас имеется все, чтобы вернуться к себе самим и возглавить новый поход в космическое будущее.



Куратор общероссийского архитектурного фестиваля «Зодчество»

Литература

[1] ВХУТЕИН: Всесоюзный государственный художественно-технический институт в Москве. Москва, ВХУТЕИН, 1929.

[2] Палей А.Р. Большое культурное дело. Огонь, 1928, 23 сент., с. 10–11.

[3] Серова М. Музей истории космонавтики. Москва, TATLIN, 2021. (Шедевр советского модернизма).

[4] Хан-Магомедов С.О. Архитектура советского авангарда. Кн. 1. Проблемы формообразования. Мастера и течения. Москва, Стройиздат, 1996.

УДК 629.78

АО «ВПК «НПО машиностроения» в Музее космонавтики в с. Архипо-Осиповке Геленджикского района

Смиричевский Леонард Дмитриевич leonard.sm@mail.ru
АО «ВПК «НПО машиностроения»

Представлена экспозиция ракетной и космической техники разработки АО «ВПК «НПО машиностроения» в Музее космонавтики в с. Архипо-Осиповке Геленджикского района Краснодарского края. НПО машиностроения — одно из ведущих предприятий ракетно-космической отрасли России и единственное, одновременно разрабатывающее три вида военной техники: крылатые ракеты, межконтинентальные баллистические ракеты и космические ракеты-носители, а также космические аппараты. Музей космонавтики является культурным центром Геленджикского района и, благодаря своему расположению, активно посещается туристами и отдыхающими близлежащих санаториев и пансионатов. Экспозиция НПО машиностроения в процессе экскурсий знакомит учащихся школ, студентов колледжей и прочих посетителей с основными сведениями о системах ракетно-космической техники разработки предприятия.

Ключевые слова: *баллистические ракеты, космические аппараты, крылатые ракеты, Челомей, музей космонавтики, АО «ВПК «НПО машиностроения»*

НПО машиностроения — одно из ведущих предприятий ракетно-космической отрасли России и единственное, которое одновременно разрабатывает три вида военной техники: крылатые ракеты, межконтинентальные баллистические ракеты и космические ракеты-носители, а также космические аппараты. Во главе предприятия был его основатель — генеральный конструктор, академик Владимир Николаевич Челомей.

Историю нашего предприятия и жизни В.Н. Челомея мы раскрываем в нашем музейном комплексе [1]. В «Музее истории и достижений предприятия» продемонстрированы материалы по многолетней истории предприятия и его коллектива от 1944 года до наших дней, а также модели уникальных отечественных образцов ракетно-космической техники.

Со дня открытия «Музея истории и достижений предприятия» прошло более семи лет, за это время музейный комплекс посетили почти 18000 человек, среди них и 11000 школьников и студентов. Музейный комплекс играет важную роль в образовательном процессе и патриотическом воспитании молодежи. На экскурсии в музейный комплекс приходит большое количество сотрудников НПО машиностроения, почетных гостей, делегации смежных предприятий, ветераны, общества «Активного долголетия».

В составе музейного комплекса также большой зал, где размещены натурные изделия: крылатые ракеты, космические аппараты и орбитальные станции, головные части ракет-носителей.

Работа нашего музея включает в себя и взаимодействие с другими музеями. Среди них Мемориальный музей космонавтики (г. Москва), Государственный музей истории космонавтики имени К.Э. Циолковского (г. Калуга), Музей МГТУ им. Н.Э. Баумана, «Краеведческий музей» (г. Реутов), Музей истории космонавтики им. Ф.А. Цандера (г. Кисловодск), Музей Космонавтики (с. Архипо-Осиповка), Военно-исторический отдел Костромского музея-заповедника и Костромской областной планетарий

(г. Кострома). С нашей помощью там открылись экспозиции, посвященные генеральному конструктору академику В.Н. Челомею и его разработкам.

Музей Космонавтики в с. Архипо-Осиповке является культурным центром Геленджикского района Краснодарского края и, благодаря своему расположению, активно посещается туристами и отдыхающими близлежащих санаториев и пансионатов. В этом музее представлена большая экспозиция ракетной и космической техники разработки АО «ВПК «НПО машиностроения».

Самым значимым экспонатом музея является орбитальная пилотируемая станция (ОПС) комплекса «Алмаз» [2]. Из пустого корпуса, приобретенного в ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, благодаря инициативе руководителя музея Д.Л. Кузьмина со своими сотрудниками и сотрудников НПО машиностроения, корпус внутри приобрел практически настоящий вид станции «Алмаз». Сейчас ее уже посетило более сотни человек из разных концов России.

В музее также представлены многоразовый возвращаемый аппарат (ВА) и капсула спускаемой информации [3]. Здесь же выставлен оптический дальномер (визир) ОД-5, который космонавты использовали для визуального наблюдения поверхности Земли.

Большой интерес посетители проявляют к пушке НР-23, которая была испытана на «Алмазе-2» (Салют-3) и многоканальному магнитофону, который был установлен на беспилотной станции «Алмаз-1».

Парашютно-реактивная система посадки (ПРСП), обеспечивающая спуск космонавтов в ВА с минимальными перегрузками, также представлена в музее [4].

На стенде музея изображены экипажи космонавтов, работавших по программе «Алмаз»: П.Р. Попович, Ю.П. Артюхин, Г.В. Сарафанов, Л.С. Дёмин, Б.В. Волынов, В.М. Жолобов, В.Д. Зудов, В.И. Рождественский, В.В. Горбатко, Ю.Н. Глазков.

В музее демонстрируются информационные материалы о реализованных проектах НПО машиностроения: тяжелой научной станции «Протон», с помощью которой исследовались космические лучи высоких и сверхвысоких энергий; управляемого спутника (УС) для системы морской космической разведки и целеуказания и истребителя спутников (ИС) для противокосмической обороны.

Перед входом в музей установлена стратегическая крылатая ракета «Метеорит», которая разрабатывалась в двух вариантах: для подводной лодки и для самолета Ту-95МС.

В музее два крупных, но не реализованных проекта: программа УР-700-ЛК-700 для высадки на Луну, в плакатах и в натуральную величину многоразовый легкий космический самолет (ЛКС) с уникальной кабиной, в которой посетители могут имитировать полет над Землей в реальном масштабе времени.

Из сегодняшних космических разработок НПО машиностроения, представленных в музее — малый космический аппарат дистанционного зондирования Земли «Кондор-Э».

Литература

[1] 30 лет АМКОС. Москва, 2019. URL: https://gmik.ru/2019/12/19/30-let-assotsiatsii-muzeev-kosmonavtiki-rossii/ (дата обращения 12.12.2022).

[2] Огранка «Алмазов». АО «ВПК «НПО машиностроения». Москва, Издат. группа «Изопроект», 2019.

[3] История развития отечественной пилотируемой космонавтики. Москва, ИД «Столичная энциклопедия», 2015.

[4] Смиричевский Л.Д. Откровенно о сокровенном. Реутов, ОАО «ВПК «НПО машиностроения», 2011.

УДК 821.161.1-3

Астрономия у скифов и космонавтов

Марсадолов Леонид Сергеевич s2512911@yandex.ru
Государственный Эрмитаж

При знакомстве с материалами книги «Астрономия у скифов и космонавтов» в июле 2022 г. летчик-космонавт Владимир Александрович Джанибеков предложил сравнить современные опорные навигационные созвездия и звезды для космонавтов с их образами во времена скифов, сделать сводную таблицу. Несмотря на все трудности, можно и нужно попытаться сделать сводную таблицу образов опорных навигационных созвездий и звезд не только для современности, что уже сделано рядом ученых, но и для скифского времени на территории Евразии. Названий созвездий скифского периода у древних кочевников не сохранились, поэтому они будут даны в современных астрономических терминах, а сопоставительные аналогии созвездий подобраны в изобразительных образах скифской эпохи.

Ключевые слова: *астрономия, космонавтика и культура, скифы, археология, астроархеология, ювелирное искусство*

Астроархеология — новое научное направление в России, которому не более 40 лет и начало которого восходит к первым полетам в Космос Советских Космонавтов.

Самое грандиозное событие (которое за 70 лет моей жизни выпало на мою долю) — это известие о полете первого космонавта в мире – Юрия Алексеевича Гагарина 12 апреля 1961 года! Вероятно, это событие можно сопоставить только с долгожданным Днем Победы в Великой Отечественной войне – 9 Мая 1945 года, о котором мне известно только по фильмам и книгам!

12 апреля 1961 года мне было 9 лет, я учился в средней школе в небольшом шахтерском городе Черемхово в Иркутской области. Уроки в школе в тот или в последующий день были отменены и мы с радостью побежали на городскую центральную улицу. Такого ликования народа и такого большого числа радостных лиц, самодельных плакатов и флажков я никогда больше не видел. Портрет Ю.А. Гагарина на большом развороте из газеты «Пионерская правда» много лет висел около моей кровати. Тогда же появились первые красочные открытки, значки и почтовые марки, а затем монеты и медали с портретами космонавтов и космических аппаратов, которые я коллекционирую всю мою жизнь.

В школьные годы я читал книги, фантастические романы о далеких планетах и подвигах космонавтов, мастерил самолеты в городском авиамодельном кружке, а дома — самодельный телескоп, макеты ракет и подводных лодок. В восьмом классе для оформления школы к Новому году я нарисовал плакат с большой ракетой, приземлившейся на неизведанной планете, возможно, на Марсе, по звучанию близком к моей фамилии — Марс/а/дол/ов («Марса дол/ина»). Красочный рисунок в оранжево-красных тонах был выполнен на большом ватманском листе и мне до сих пор жаль, что я не успел после праздничных дней взять и сохранить это изображение.

После срочной службы на Тихоокеанском флоте и окончания вечернего обучения на кафедре археологии на историческом факультете Ленинградского гос. университета, меня в 1978 г. приняли в очную аспирантуру Государственного Эрмитажа. Во вре-

мя учебы в аспирантуре я заинтересовался бронзовым зеркалом с изображениями оленей, найденным известным инженером-механиком П.К. Фроловым в 19 веке на Западном Алтае. Об этом зеркале-календаре я написал одну из первых моих научных статей в 1982 г. По своей семантике это зеркало оказалось близким к раскопанному моим научным руководителем — Михаилом Петровичем Грязновым в 1971–1974 годах большому кургану Аржан-1 в Туве, материалам из которого частично были посвящены моя дипломная работа в университете и кандидатская диссертация в Эрмитаже. Проанализировав конструкцию этого огромного кургана в виде «Солнца с лучами», я пришел к выводу, что археологи не до конца поняли назначение и одну из главных астрономических функций этого объекта. Только в 1987 г. мне удалось организовать научную экспедицию в Туву и вместе с астрономами из Пулковской обсерватории изучить астрономические аспекты памятников у поселка Аржан.

В 1970–1980 годы фотоснимки из космоса завоевали достойное место в науке, в хозяйственной деятельности и в метеорологии. Мне давно очень хотелось посмотреть на космоснимках виды сверху на археологические памятники Саяно-Алтая и на их природное окружение. Летом 1992 г. мои друзья-геологи из Красноярска, во время астроисследования самого крупного в Сибири Большого Салбыкского кургана, посоветовали мне после экспедиции посмотреть в их Госцентре «Природа» космоснимки интересных для меня районов. Там мне показали большое число фотографий и вдруг на одном снимке, рядом с памятником мирового значения — курганом-храмом Аржан-1 в Туве, я увидел гигантский «Треугольник» и рядом образ «Прометея», которого терзает орел. Этот снимок потряс меня и только много лет спустя я смог объяснить этот геоглиф — самый крупный в мире на сегодняшних день [1]. На других космоснимках я увидел «Мозг Алтая», расположенный около знаменитых Пазырыкских курганов «скифского» времени и другие интересные объекты. Изучение культурно-исторических объектов по космическим снимкам пока в России слабо развито, хотя, на мой взгляд, у этого научного направления большое Будущее.

Потом были новые эрмитажные астроэкспедиции в Туву, Хакасию, на Алтай, в Казахстан, в Турцию и на Северо-Запад России [2]. Всего экспедицией Эрмитажа было исследовано более 20 различных по функциям астрообъектов, наибольшее число археологических памятников, изученных отдельными научными экспедициями в России.

В 1990-е годы я познакомился со многими астроархеологами, в том числе с В.Е. Ларичевым и Т.М. Потёмкиной. Только в середине 1990-х, в трудные перестроечные годы, в России состоялись первые научные конференции по археоастрономии и астроархеологии.

На рубеже тысячелетий в 2000 г. на Западном Алтае в Селеутасе, в Центре Евразии, мною был открыт уникальный комплекс объектов — гигантский сфинкс в два раза превышающий египетского по разме6рам, пирамиды и самая большая в Центральной Азии мегалитическая плита весом в 500 тонн, по многим параметрам сравнимая с Александровской колонной на Дворцовой площади перед Государственным Эрмитажем.

Хорошо всем известная организация ЮНЕСКО по вопросам образования, науки и культуры, входящая в ООН, объявила 2009 год — «Годом Астрономии». В связи с этим важным событием 19–25 августа 2009 г. в университете города Казани состоялась международная конференция «Астрономия и всемирное наследие: через время и континенты», где я сделал доклад «Archaeoastronomical aspect of the Great Salbyk Barrow in Sibiria».

Во время работы этой конференция я познакомился с космонавтом Георгием Михайловичем Гречко и его женой — Людмилой Кирилловной. Вместе с участниками конференции мы совершили водное путешествие по Волге, по археологическим памятникам и монастырям, а затем встречались в гостинице. Г.М. Гречко рассказал мне о своем трудном детстве в годы войны, как он стал космонавтом, как С.П. Королёв посылал небольшую экспедицию в зону падения Тунгусского метеорита, как он заинтересовался древними объектами с астросимволикой, вначале пирамидами, а затем Стоунхенджем и как он посетил Большой Салбыкский курган в Хакасии. Я подарил ему книгу о древних святилищах Алтая, вышедшую в 2007 г. в Эмитаже, где среди других астропамятников, были наиболее полные сведения и об объектах в Селеутасе.

В том же году, 4 октября 2009 г., в день, совпадающий с днем запуска первого искусственного спутника Земли в 1957 г., в Доме ученых в Санкт-Петербурге открылась Первая в России астровыставка «Homo Eurasicus у врат искусства — звезды, знаки, люди», организованная Е.А. Окладниковой, Л.С. Марсадоловым и В.В. Селивановым, в которой также участвовали ученые и художники из Сибири [3]. Основная цель этой выставки: привлечь внимание общественности к памятникам наскального искусства, мегалитам и древним святилищам Центральной Азии, отразившим две особенности культуры этого региона — повышенный интерес древнего населения к астрономическим наблюдениям и глубокий символизм наскального искусства.

Изучение крупных астрообъектов и окружающего их природного ландшафта привело меня к выводу, что астроидеи проходят через столетия, века и тысячелетия [4]. Эти жизненно необходимые идеи нашли отражение и в древних предметах сакрального «искусства», особенно в скифское время на обширной территории Евразии. Истоки этих астроидей содержатся в Космосе, в небесных светилах и звездах, но смысл и закономерности этих идей во все времена старались познать на Земле, отразить в разных объектах/предметах и сохранить для будущих поколений.

На будущее хочется пожелать, чтобы астроархеологические работы все больше проходили при содружестве с российскими космонавтами и были организованы совместные экспедиции по местам с древними астрообъектами мирового значения. Вполне вероятно, что и космонавты смогут увидеть из Космоса интересные древние объекты, которые они смогут объяснить вместе с астроархеологами и другими специалистами.

Литература

[1] Марсадолов Л.С. Астрономический аспект грота Ак-Баур на Западном Алтае. Астрономия древних обществ. Москва, 2002, с. 228–234.

[2] Марсадолов Л.С. Археоастрономические исследования памятников VIII–VII вв. до н. э. в Саяно-Алтае. Древняя астрономия: небо и человек. Тез. междунар. науч.-метод. конф. Москва, 1997, с. 47–48.

[3] Марсадолов Л.С. Астроархеологические памятники Саяно-Алтая. Homo Eurasicus у врат искусства – звезды, знаки, люди. Каталог 1-й выставки по астроархеологии в Доме ученых им. М. Горького РАН. Санкт-Петербург, 2009, с. 25–34, 55–58.

[4] Марсадолов Л.С. Метрология и сакральность Большого Салбыкского кургана. Отчет об исследовании Большого Салбыкского кургана и его окружения. Матер. Саяно-Алтайской археологической экспедиции Государственного Эрмитажа. Санкт-Петербург, 2015, вып. 6, с. 78–89.

УДК 069

Создание экспозиции и вопросы музеефикации научно-исследовательского судна «Космонавт Виктор Пацаев»

Степанчук Юлия Васильевна nikfor84@mail.ru
ФГБУК «Музей-заповедник «Музей Мирового океана»

Представлены основные положения концепции новой экспозиции на научно-исследовательском судне «Космонавт Виктор Пацаев». Описаны работы и представлены результаты проводимых сотрудниками музея-заповедника работ по подготовке музеефикации судна. Сделано обобщение о выставочной и экскурсионной работе на судне с 2001 по 2022 г. Сформулированы выводы о необходимости создания музея Флота космической службы.

Ключевые слова: *музеефикация, флот космической службы, телеметрическое научно-исследовательское судно, музей, В.И. Пацаев*

С 2001 г. на борту научно-исследовательского судна «Космонавт Виктор Пацаев» размещалась экспозиция и выставки музея-заповедника «Музей Мирового океана» [1–4]. В течении двадцати лет судно посетили около 150 000 человек, проведено 15 000 экскурсий. На судне размещалось пять экспозиций: «Сотворение мира», «Три стихии звездной флотилии», «Как далеки от нас звезды», «Земляки-космонавты», «Устремленные в космос». Регулярно проводились выставки, приуроченные к юбилейным датам. В феврале 2022 года музею-заповеднику были переданы в безвозмездное пользование восемнадцать помещений научно-исследовательского судна «Космонавт Виктор Пацаев», два из которых для размещения сотрудников до проведения докового ремонта. В эти помещения вошли лаборатории № 6, 6а, 8, 9, 2, 14, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24, рулевая рубка, медицинский блок, судовой музей В.И. Пацаева, видеосалон и жилая каюта. 12 апреля 2022 года на борту судна был открыт новый экскурсионный маршрут с выставкой «Космическая одиссея», который включает помещения рулевой рубки, видеосалона, судового музея, лабораторий № 14 и 18.

В работе рассмотрен вопрос создания экспозиции на борту научно-исследовательского судна «Космонавт Виктор Пацаев» музеем-заповедником «Музей Мирового океана» после проведения ремонта и музеефикации [2, 3]. Представлена основная идея, цели, задачи и принципы создания. Тематическая структура экспозиции включает три темы: тема 1. Морской космический флот; тема 2 В.И. Пацаев. Полет «Союз-11»; тема 3. НИС «Космонавт Виктор Пацаев». Последняя тема будет раскрыта наиболее широко. Автором выполнены обзор и анализ состава фондового собрания по теме, даны предложения по реставрации предметов, определены перспективные направления комплектования. Кроме того, сделан обзор литературы и источников, описано представление темы в других музеях, дана характеристика экспозиционного пространства. Для создания проекта музеефикации судна особое значение приобретают предложения к техническому заданию по музеефикации [3, 4]. Автором предложены как общие технологические решения, так и конкретные для каждого помещения.

В 2022 году сотрудниками музея-заповедника начаты работы по научной подготовке музеефикации судна. Составлен обобщенный перечень имущества лабораторий

№ 6, 6а, 8, 9, 2, 14, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24, рулевой рубки, медицинского блока. Ежемесячно проводится испытание в работе (проворачивание) комплексов «Аврора-К» и СМ 244 («Ромашка»), еженедельно — осмотры технического состояния приборов и оборудования лабораторий. Начата большая работа по составлению подробной описи приборов и оборудования лабораторий. В 2022 году опись подготовлена для лабораторий № 6, 6а, 8, 9, 2 на 2023 год работа запланирована в лабораториях № 14, 18, 19, 20, 21, 22, 23, 24.

Флот космической службы представляет целую эпоху в истории освоения космоса. Успехи космонавтики во многом были обусловлены существованием этого флота и трудом людей — конструкторов, судостроителей, ученых, моряков, создававших уникальные корабли и работавших на них. В связи с этим особое значение имеет создание на борту НИС «Космонавт Виктор Пацаев» экспозиции, посвященной Флоту космической службы и людям, работавшим на его судах. НИС «Космонавт Виктор Пацаев» может стать Музеем флота космической службы, не имеющим аналогов.

Литература

[1] Безбородов В.Г., Жаков А.М. Суда космической службы. Ленинград, Судостроение, 1980, 248 с.

[2] Христофорова Л.М. Предметы по истории отечественной космонавтики в библиотечном фонде Музея Мирового океана. Время музея: сборник статей. Калининград, Страж Балтики, 2021, вып. 4, с. 401–413.

[3] Каулен М.Е. Музеефикация историко-культурного наследия России. Москва, Этерна, 2012. 432 с.

[4] Прощенков В.А. Научно-исследовательское судно «Космонавт Виктор Пацаев». Путеводитель. URL: http://niskvp.ru/images/user/2022/03/kvp_guide_v5.pdf (дата обращения 12.12.2022).

УДК 069

История несоздания Национального музея воздухоплавания в России

Чармадова Галина Анатольевна gcharmadova@yandex.ru
ОАК

Доклад посвящен истории создания авиационных музеев в России. Безуспешные попытки создания Национального музея авиационный тематики заставляют задуматься о доминирующих культурных парадигмах, предопределивших сокрушительный неуспех всех проектов на протяжении столетия. Неутешительные выводы лежат в плоскости коллективного бессознательного, определяющего национальный характер. Цель публикации — поиск путей преодоления глухого сопротивления через формулирование скрытых мотивов и выведение проблематики в сферу публичной дискуссии с проработкой бессознательных паттернов. Так победим.

Ключевые слова: *воздухоплавание, авиация, музей, наследие, Ходынка*

Необходимость сохранения научно-технического наследия в области воздухоплавания была очевидна уже к концу XIX века.

С появлением самолетов вопрос о создании музея начал буквально витать в воздухе. Появляется музей при Императорском техническом училище (Москва), при Политехническом обществе (Москва). В 1912 году Всероссийский аэроклуб приступил к организации В Петербурге музея воздухоплавания. В 1915 году обсуждался проект музея памяти русских летчиков при Императорском всероссийском клубе.

Это была первая попытка создания Национального музея воздухоплавания, прерванная исторической катастрофой начала XX века.

После потрясений Первой мировой войны, двух революций и Гражданской войны практически одновременно в 1924 году открываются два авиационные музея — Центральный дом авиации и космонавтики в Москве и Аэроклуб-музей в Ленинграде.

Начали появляться мемориальные музеи.

В 1940 году в Москве приступили к созданию Всесоюзного музея авиации. Это была уже не просто идея. Экспонаты свозили со всех уголков страны в эллинги расформированного «Дирежаблестроя». Вся коллекция погибла в период Великой Отечественной войны.

В годы войны проходили выставки коллекции трофейной техники, получившей статус Музея трофейной техники и оборудования. В 1944 году в Ленинграде открывается выставка, с 1946 года — музей обороны Ленинграда, где были представлены советские военные самолеты. Но в 1948 году оба музея были закрыты, а коллекции уничтожены [1].

На многие десятилетия идея создания национального музея была предана забвению.

Но сохранение научно-технического наследия в авиации и авиастроении продолжилось в небольших музеях КБ, авиационных предприятий и учебных учреждений. В настоящее время таких музеев по стране десятки, если не сотни. Многие погибли вместе с предприятиями за последние 30 лет.

Самый значимый и яркий пример — созданный при Монинской Военно-воздушной академии Центральный музей ВВС в Монино, крупнейший авиационный музей страны и восьмым в мире. С закрытием академии балансирует на грани выживания.

Следующий решительный бой за увековечивание памяти величайших достижений Отечества в авиации и авиастроении, памяти великий открытий, рекордов и подвигов русских авиаторов, был дан в конце 1980-х. Ветераны ВВС во главе с маршалом авиации Алексеем Силантьевым и летчиком-испытателем генерал-лейтинантом Валерием Минецким смогли добиться создания Национального музея авиации на территории Центрального аэродрома (Москва, Ходынское поле). В 1990-е годы на Ходынке была собрана внушительная коллекция самолетов и вертолетов, в создании которой приняли участие все организации Министерства обороны [2]. Что было дальше, все знают. На взлетке Центрального аэродрома был построен торговый центр Авиапарк, коллекция частично погибла, частично была распилена, несколько самолетов попали в частный музей Вадима Задорожного.

И, наконец, наша дерзкая попытка создания Национального музея воздухоплавания на Ходынском поле в цехах закрывавшегося ПК-2 им. П.А. Воронина РСК МиГ, где сохранился целостный ансамбль исторической застройки 1910–1940-х годов, имеющий исключительное значение для истории России XX века.

Если кратко, мы были близки к победе. В августе 2021 уже было подготовлено постановление Правительства РФ о создании музея. И тем не менее в декабре 2021 участок вместе со всей исторической застройкой был продан г. Москве без торгов [3].

Волна исторического забвения накрыла последний участок Ходынского поля, колыбели русской авиации.

Размышляя о причинах и закономерностях, каждый раз приводивших к несозданию Национального авиационного музея, приходишь к простому и неутешительному выводу — такой музей современной России не нужен [4]. Потому что это музей о национальной гордости, о национальном достоинстве и гении. Музей о нашем первородстве в небе идет в разрез с той культурной концепцией, которая развивалась в Европе с конца 20-х годов XX века и исподволь вползла в наш культурный контекст. Неосознанно мы сами согласились с теорией рассовой неполноценности славянских народов и начали подгонять реальность под спроецированный образ.

Остается сказать только одно — смерть фашистским оккупантам!

Литература

[1] Чармадова Г.А. Живое авиационное наследие России и СССР. ИА Regnum, 16 февраля 2018. URL: https://regnum.ru/news/2380950.html (дата обращения 12.11.2022).

[2] Спасти Ходынское поле для музея отечественной авиации. Открытое письмо. ИА Regnum, 28 июня 2019. URL: https://regnum.ru/news/2656671.html (дата обращения 12.11.2022).

[3] Кремль попросили отдать земли у «Динамо» под музей Авиации. РБК, 8 декабря 2021. URL: https://www.rbc.ru/society/08/12/2021/61a4e62a9a794799dc55b43e (дата обращения 12.11.2022).

[4] Сердце авиации должно жить. Нужен музей воздухоплавания. ИА Regnum, 18 декабря 2021. URL: https://regnum.ru/news/3454717.html (дата обращения 12.11.2022).

УДК 93

Выставочный проект «Орбита дружбы»

Дёмина Людмила Михайловна ffmgagarin@mail.ru
ФГБУК «Музей-заповедник Ю.А. Гагарина»
Лебедева Маргарита Анатольевна margana1969@mail.ru
ФГБУК «Музей-заповедник Ю.А. Гагарина»

Выставочный проект «Орбита дружбы» отражает главный смысл дипломатической миссии космонавта: насколько масштабным по своему историческому значению был первый космический полтт, настолько же глобальной должна была стать международная деятельность Ю.А. Гагарина как народного дипломата в деле сохранения и укрепления мира.Проект рассказывает о многочисленных встречах Юрия Гагарина с государственными и общественными деятелями, рабочими и студентами, о его поездках по зарубежным странам, их культуре, истории и традициях, глазами первого космонавта планеты.

Ключевые слова: *Ю.А. Гагарин, народный дипломат, музей, выставка*

12 апреля 1961 г. легендарные сто восемь минут полета Ю.А. Гагарина открыли для человечества космос, продемонстрировав технические и экономические возможности СССР, а также повлияли на мировоззрение целых поколений [1–4]. По окончании космической программы миссия первого космонавта не была завершена. Фактически сразу после полета советский герой отправился в свою новую командировку, на это раз — земную, получившую известность как «Орбита дружбы», целью которой было не только проявить содействие в деле укрепления дружеских связей с народами разных стран, но и поддерживать имидж своей страны на международной арене [2б 3].

Это был новый этап в становлении народной дипломатии, лицом которой стал Юрий Гагарин. Многочисленные отклики и реакция на его поездки по зарубежным странам позволили сегодня понять истинное значение этих визитов как для Советского Союза, так и для международных отношений в целом.

Перед Гагариным не ставилось никаких конкретных задач в достижении договоренностей с зарубежными лидерами или подписании с ними очередных соглашений. Его появление за рубежом вызывало сильнейшие положительные эмоции, особенно в странах, с которыми СССР находился в геополитическом противоречии.

Визиты космонавта расценивались как проявление дружеских намерений со стороны Советского Союза. В мировых изданиях писали: «Гагарин проявлял искреннюю любовь к людям всех национальностей, стремился сохранить мир на земле, был прост и обаятелен, что присуще русскому человеку». Не в этом ли и состояла его главная заслуга как «народного дипломата»? Гагарин стал не только первым послом планеты Земля в космическом пространстве, но и первым послом мира и дружбы в тех странах, в которых ему довелось побывать, а главным дипломатическим инструментом была его знаменитая улыбка.

В январе 2022 г. Музей-заповедник Ю.А. Гагарина приступил к реализации выставочного проекта «Орбита дружбы», призванного рассказать о земных орбитах первопроходца космоса. О том, что увидел и с кем встречался советский космонавт во

время мирового турне, о культуре, истории и традициях, национальной кухне, музыке и моде, а также о том, как его визиты повлияли на развитие взаимопонимания и взаимодействия между народами в целях укрепления мира и сохранения нашей планеты.

Во время работы выставочного проекта пришедшие в музей посетители перевернут, как листы событийного календаря, одну страницу за другой, перемещаясь с нашим героем во времени на десятки и сотни километров. Благодаря редким фотографиям и документам, а также подаркам и сувенирам, привезенным Юрием Алексеевичем из-за рубежа, экскурсанты пройдут увлекательными гагаринскими маршрутами. Вместе с космонавтом побывают на разных континентах земного шара, станут свидетелями его многочисленных встреч и приемов, ощутят дыхание людей, стоявших в то время на площадях и вдоль дорог, на аэродромах и перронах вокзалов в ожидании Гагарина, услышат его восторженные речи, произнесенные в честь великой страны.

Литература

[1] Гагарин Ю.А. Дорога в космос. Москва, Воениздат, 1978, 336 с.

[2] Денисов Н.Н. Хорошо, хорошо, Гагарин! Москва, Московский рабочий, 1963, 312 с.

[3] Каманин Н.П. Скрытый космос. Москва, Инфортекст, 1995, 400 с.

[4] Человек. Корабль. Космос. Сборник документов к 50-летию полета в космос Ю.А. Гагарина. Москва, Новый хронограф, 2011, 888 с.

УДК 069

На пути к 100-летию Центрального дома авиации и космонавтики ДОСААФ России. Итоги года и планы на будущее

Дьячков Роман Михайлович rolan@bk.ru
Центральный дом авиации и космонавтики ДОСААФ России

В 1924-м году был учрежден «Центральный аэромузей ОДВФ СССР». В 2024-м году Центральный дом авиации и космонавтики ДОСААФ России готовится отметить 100-летие со дня основания. Что сделано за 2022 год для развития музея и что еще предстоит сделать к юбилею старейшего в России аэрокосмического музея? Об этом расскажут начальник Центрального Дома авиации и космонавтики Юлия Сигорская заместитель начальника ЦДАиК Роман Дьячков.

Ключевые слова: *Центральный дом авиации и космонавтики ДОСААФ России, ЦДАиК, аэрокосмический музей, история космонавтики*

В 1925 году Центральный совет Осоавиахима принял постановление об устройстве в Москве Центрального Аэрохиммузея общесоюзного значения. Для него выбрали здание бывшего ресторана «Аполло» с одним большим залом и рядом боковых комнат. Такой выбор был продиктован и тем, что рядом находились аэродром на Ходынском поле и Военно-воздушная академия. Активное участие в организации музея приняли ЦАГИ и Военно-воздушная академия. 18 января 1927 года состоялось открытие музея, получившего название «Центральный аэрохиммузей им. М.В. Фрунзе». Первыми его посетителями стали делегаты I Всесоюзного съезда добровольного общества содействия авиационному и химическому строительству СССР. В 1948 году музей получил новое название — «Центральный дом авиации и ПВО им. М.В. Фрунзе». В 1963 году музей был преобразован в «Центральный Дом авиации и космонавтики им. М.В. Фрунзе». Под космическую экспозицию было отведено два зала.

В зале № 7 «Зарождение отечественной космонавтики» представлены первые работы К.Э. Циолковского и Ф.А. Цандера, жидкостные реактивные двигатели и макеты первых ракет 1930-х годов. Выставлены модели ракет «Союз», Н-1 и «Протон», макеты спутников ИСЗ-1, ИСЗ-2, ИСЗ-3, а также макет контейнера для собаки с системой жизнеобеспечения. В зале № 8 «От первых спутников до космических станций» выставлены модель космического корабля «Восток», действующая модель стыковки космических кораблей «Союз-4» и «Союз-5», модели спутника связи «Экран» и метеорологического спутника «Метеор», действующие модели автоматических межпланетных станций. Из натурных экспонатов представлены кабина тренажера космического корабля «Буран», аварийно-спасательный скафандр космонавта «Сокол-К» и скафандр космонавта «СК-1», костюмы и предметы жизнеобеспечения космонавтов [1].

Здание музея имеет статус выявленного объекта культурного наследия.

В настоящее время в залах космонавтики представлены тренажер «Бурана», опытные ракеты и ракетные двигатели ГИРД и ГДЛ, кабинет Юрия Гагарина из ВВИА им. Н.Е. Жуковского [2–4].

В Центральном доме авиации и космонавтики ДОСААФ России работают кружки по управлению квадрокоптерами, программированию, 3D-печати, киберспорту [2, 3].

К 100-летнему юбилею Центральный дом авиации и космонавтики ДОСААФ России планирует:

- капитальный ремонт здания музея, построенного в 1900-м году;
- пополнение фондов и экспозиции образцами современных авиационных и космических разработок;
- обновление экспозиционных возможностей за счет мультимедийных и интерактивных устройств;
- расширение тематики лекционных и экскурсионных программ;
- оцифровку фото и кинофондов;
- расширение тематики учебных программ;
- расширение линейки инженерных мастер-классов.

В 2023 году Центральный дом авиации и космонавтики ДОСААФ России планирует:

- сформировать Попечительский совет музея для подготовки и празднования 100-летия со дня основания ЦДАиК;
- сдвинуть с мертвой точки вопрос установки памятника советскому летчику-космонавту № 7, дважды Герою Советского Союза Владимиру Михайловичу Комарову на площади его имени в Петровском парке Москвы;
- в честь 110-летия основоположника космической биологии и медицины Владимира Ивановича Яздовского инициировать увековечивание его памяти в Петровском парке Москвы.

Литература

[1] Начальник ЦДАиК Юлия Сигорская: мы задумались о новой экспозиции. Официальный сайт ДОСААФ России. 21 мая 2021. URL: https://www.dosaaf.ru/news/nachalnik-tcdaik-yuliya-sigorskaya-my-zadumalis-o-novoj/(дата обращения 29.12.2021).

[2] Яценко В.А. История Центрального дома авиации и космонавтики ДОСААФ России и его деятельность на современном этапе. История техники и музейное дело. Матер. IX Междунар. науч.-практ. конф. 2016, вып. 8, с. 118–122.

[3] Соболев Д.А. Центральный дом авиации и космонавтики: непростая история старейшего авиационного музея России. Вопросы истории естествознания и техники, 2017, т. 38, № 3, с. 553—562.

[4] Ивлева А. Заправлены в планшеты космические карты. Вечерняя Москва, 2021, 19 апреля.

УДК 069.12

Выставочный центр Института космических исследований Российской академии наук

Садовский Андрей Михайлович a.sadovski@cosmos.ru
Институт космических исследований РАН

Выставка «Космическая наука: взгляд в прошлое, взгляд в будущее» в Институте космических исследований была открыта в 2007 году в честь 50-летия запуска первого искусственного спутника Земли. На Выставке представлены результаты космических исследований, приборы, которые используются в исследовании космоса, и прошлые, настоящие и будущие российские научные проекты. 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. Представлены основные части выставки и формы ее работы, описано сотрудничество с другими музеями и образовательными организациями, проекты школ и конференций, проводимых на базе Выставочного зала и Научно-образовательного центра ИКИ РАН.

Ключевые слова: *музеи, выставка, экскурсия, конференция, космические исследования*

Выставочный центр 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].

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.

Выставка делится на несколько тематических блоков:

- 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.

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, по спискам 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.

В докладе представлены основные части выставки и формы ее работы, описывается сотрудничество с другими музеями и образовательными организациями, проекты школ и конференций, проводимых на базе Выставочного зала и Научно-образовательного центра ИКИ РАН.

Литература

[1] Ломакин А., Малыхин А., Нечаева А., Садовский А. «Горизонты физики» в МФТИ от кафедры космической физики. Конференция «Дорога в космос»: тезисы. Москва, 2022, с. 161.

[2] Ломакин А., Лемещенко С., Иванова А. Программма автрофизики на ЛКШ – 2021. Конференция «Дорога в космос»: тезисы. Москва, 2022, с. 162.

[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 629.78

Биологическая лаборатория на орбите. К 50-летию первого запуска космического аппарата «БИОН»

Богданова Надежда Викторовна bogdanadin@mail.ru
Самарский университет

Рассмотрены этапы осуществления программы медико-биологических исследований в полетах специализированных космических аппаратов серии «БИОН», разработанных в РКЦ «Прогресс». Приведены результаты проведенных медико-биологических экспериментов. Отмечены особенности запуска малого космического аппарата «АИСТ», научной аппаратуры и исследований, выполненных в Самарском университете в ходе полета космического аппарата «БИОН-М» № 1.

Ключевые слова: *космический аппарат, биоспутник, научная аппаратура, исследования, космический эксперимент*

В начале 1970-х годов в СССР начались работы по программе медико-биологических экспериментов в космосе «БИОН». Целью программы было проведение биологических и радиационно-физических исследований на различных биообъектах в целях обеспечения безопасности пилотируемых полетов, а также для решения фундаментальных задач космической и общей биологии. Разработка и производство космических аппаратов (КА) «БИОН» возлагалась на Куйбышевский филиал Центрального конструкторского бюро экспериментального машиностроения (КФ ЦКБМ) и завод «Прогресс» (главный конструктор Д. И. Козлов). Разработка и реализация программ научных исследований и требований к бортовой научной аппаратуре (НА) поручалась Институту медико-биологических проблем (академик О.Г. Газенко). К выполнению программы «БИОН» и созданию бортовой научной аппаратуры (НА) для биологических исследований были привлечены десятки отечественных учреждений. В дальнейшем к этим исследованиям присоединились специалисты Болгарии, Венгрии, ГДР, Польши, Румынии и Чехословакии в рамках программы «Интеркосмос», а также ученые из США, Франции, Голландии, Канады, Китая. В КФ ЦКБМ на конструктивно-аппаратурной базе КА типа «Зенит» создали не имеющие аналогов в мире КА «БИОН» и «ФОТОН».

В процессе создания биоспутников были разработаны общие принципы подготовки и проведения летных экспериментов с животными. Были отработаны методы отбора и подготовки животных к полету, обоснованы принципы создания систем их содержания и жизнеобеспечения, разработаны методики регистрации физиологических параметров и контроля состояния организма животных в полете [1]. КА «БИОН» позволял проводить исследования адаптации живых организмов к условиям космического полета, изучать влияние повышенных уровней космической радиации на живые системы и электронику. Система мягкой посадки, телевизионный и телеметрический контроль состояния живых организмов обеспечивали высокую эффективность проводимых экспериментов. Конструктивно КА «БИОН» состоял из спускаемого аппарата, приборного отсека, контейнера с источниками тока. КА выводился на орбиту ракетой-носителем «Союз-У» с космодрома Плесецк. Срок активного существования — до 30 суток, масса

НА — 700 кг внутри спускаемого аппарата, 200 кг — снаружи спутника» [2]. Первый запуск КА «БИОН» №1 («Космос-605») состоялся 31.10.1973 г, посадка — 22.11.73 г. С 1973 по 1997 годы выполнено 11 запусков КА «БИОН».

При разработке КА «БИОН» был решен ряд сложных конструкционно-технических и технологических проблем; впервые была решена задача длительного неориентированного полета КА. Принципиальной методологической особенностью программы «БИОН» явилось проведение синхронных экспериментов, осуществляемых в наземных макетах биоспутников одновременно с полетом. В программе «БИОН» впервые начальный этап послеполетных исследований стали проводить на месте приземления в полевых лабораториях [1].

В ходе пяти первых полетов КА «БИОН» (1973, 1974, 1975, 1977, 1979 гг.) проводилось изучение комбинированного воздействия невесомости и радиации; искусственной силы тяжести на млекопитающих (крысах), общих вопросов адаптации и др. Биологические объекты: белые крысы, черепахи, насекомые, растения, рыбы, яйца птиц, бактериальные клетки. 14.12.1983 г. был осуществлен запуск КА «БИОН» № 6 с обезьянами (макак-резус) на борту. В течении пяти дней проводилось изучение острых эффектов адаптации млекопитающих в начальный период действия невесомости. В 1985–1997 гг. были произведены еще пять запусков КА «БИОН» с обезьянами. Эксперименты проводились сотрудниками научно-исследовательского института экспериментальной патологии и терапии (академик Б.А. Лапин). Проводилось изучение нейрофизиологических процессов и операторской деятельности; вестибулярного и двигательного аппаратов, функции мозга; изучение реакций сердечнососудистой системы, водно-солевого обмена на процесс адаптации организма обезьян к невесомости [2].

В исследованиях на космических аппаратах «БИОН» накоплен большой экспериментальный материал по проблеме радиационной безопасности космических полетов: изучены особенности биологического действия тяжелых ионов галактического излучения, исследованы биологические эффекты комбинированного действия невесомости и ионизирующего излучения, детально изучен радиационный фон на орбитах КА «БИОН». Полученная информация была использована при медицинском обосновании возможности осуществления человеком космических полетов продолжительностью до одного года [1].

Опыт, накопленный при разработке и эксплуатации 11 КА типа «БИОН», позволил создать новый, обладающий улучшенными характеристиками, КА «БИОН-М» с современной аппаратурной базой и сроком активного существования КА до 45 суток. В 2013 году был успешно осуществлен полет КА «БИОН-М»№1. В качестве дополнительной нагрузки на нем был установлен летный образец малого космического аппарата (МКА) «АИСТ» — совместная разработка РКЦ «Прогресс» и Самарского государственного аэрокосмического университета (СГАУ). 21 апреля произошло отделение МКА «Аист» от КА «БИОН-М» № 1, после чего МКА начал штатную работу на заданной орбите.

На борту КА «БИОН-М» № 1 был проведен не имевший аналогов в мире полетный эксперимент с рыбами и водорослями в НА «ОМЕГАХАБ». Впервые в мировой практике были запланированы физиологические исследования не только во время орбитального полета, но и на самых критических и сложных этапах — во время пуска и посадки. В программу научных экспериментов на борту КА «БИОН-М» № 1 входили исследования по биомедицине, гравитационной биологии, радиационно-физические и радиобиологические исследования, эксперименты по экзобиологии и биотехнологии. За 30 суток полета было проведено более 70 экспериментов [3].

В состав НА КА «Бион-М» №1 вошли также приборы и оборудование, разработанные в СГАУ и Самарском государственном университете. Автоматизированное рабочее место ГРАВИТОН позволило решать задачи оперативного анализа микрогравитационной обстановки на борту КА [4]. Аппаратура БИОИМПЕНДАНС позволила получить новые научные данные о морфофункциональном состоянии клеток в условиях космического полета. Также был проведен космический эксперимент (КЭ) в НА «БИО-КОНТ-БС» с семенами редких растений Самарской области (разработчик НА — ЦНИИМаш, постановщик КЭ — Ботанический сад Самарского государственного университета). Проведенные полевые опыты с экспонированными на КА «БИОН-М» №1 семенами растений подтверждают стимулирующее воздействие факторов космического полета на показатели всхожести и на первые стадии вегетации [3].

Литература

[1] Кирилин А.Н. (ред.). Космическое аппаратостроение: Научно-технические исследования и практические разработки ГНПРКЦ «ЦСКБ-Прогресс». Самара, АГНИ, 2011, 280 с.

[2] Богданова Н.В. Космическая летопись Самарской области. Самара, Издат. дом «АГНИ», 2011, 208 с.

[3] Горелов Ю.Н., Кавеленова Л.М., Курганская Л.В., Розно С.А., Рузаева И.В., Рузаева К.С. К начальным результатам космического эксперимента с семенами редких растений природной флоры на космическом аппарате «БИОН-М» №1. Известия Самарского научного центра Российской академии наук, 2015, т.17, № 6, с. 294–298.

[4] Абрашкин В.И., Воронов К.Е., Пияков И.В., Пузин Ю.Я., Сазонов В.В., Сёмкин Н.Д., Чебуков С.Ю. Определение вращательного движения спутника «БИОН М-1» средствами аппаратуры ГРАВИТОН. Научные и технологические эксперименты на автоматических космических аппаратах и малых спутниках: тез. докл. III междунар. конф. Самара, 2014, с. 182–184.

УДК 001.89

Советско-чехословацкое сотрудничество в области космических исследований. Документы программы «Интеркосмос» в архиве Российской академии наук

Селиванова Ольга Владимировна olya84@list.ru
Архив РАН

Доклад содержит краткий обзор советско-чехословацкого сотрудничества и исследований в области освоения космического пространства по программам Совета «Интеркосмос», а также подготовки и истории полета первого международного экипажа пилотируемого корабля «Союз-28» в составе летчика-космонавта СССР Алексея Александровича Губарева и гражданина ЧССР космонавта-исследователя Владимира Ремека по документам архива РАН.

Ключевые слова: *Интеркосмос, ЧССР, А.А. Губарев, В. Ремек, советско-чехословацкий полет*

В 1966 г. был создан Совет по международному сотрудничеству в области исследования и использования космического пространства при Академии наук СССР, координировавший сотрудничество министерств, научных учреждений, промышленных организаций СССР с другими странами (существовал до 1991 г.). Председателем Совета «Интеркосмос» стал академик Б.Н. Петров. В 1967 г. была принята многосторонняя программа сотрудничества соцстран (Болгария, Венгрия, ГДР, Куба, Монголия, Польша, Румыния, СССР, Чехословакия и Вьетнам) в области космических физики, метеорологии, связи, биологии и медицины. В каждой стране создавался координационный орган, отвечавший за выполнение программы сотрудничества. По этой программе СССР безвозмездно предоставлял для космических исследований свои ракеты и спутники, на которые устанавливалась научная аппаратура, созданная учеными стран-участниц для экспериментов в космосе. Это был важный шаг со стороны СССР, как политический, так и научный. На тот момент космические программы были доступны только сверхдержавам; теперь же страны-участницы «Интеркосмоса» приобщались к космическим исследованиям. Помимо политического и научного патронажа и консолидации соцстран вокруг СССР, по ряду вопросов вследствие их глобального характера (например, метеорология, охрана природы) международное сотрудничество было действительно необходимо. Более того, со стороны СССР подчеркивалась важность интернациональной программы как вклада в укрепление мира и содействия прогрессу, а космос рассматривался как арена международного сотрудничества во имя интересов науки и человечества.

В Архиве РАН сохранился фонд «Интеркосмоса» [1–4]. Он разделен на две описи:

1) управленческая документация «Интеркосмоса» (протоколы, переписка по международному сотрудничеству (1967–1992); технические задания, описания научных экспериментов, информационные бюллетени Совета (1972–1991); материалы КОСПАР, МАФ, ЭСРО, международных съездов (1970–1991); протоколы совещаний рабочих групп стран-участниц «Интеркосмоса» (1967–1991); материалы МАА и переписка об участии АН СССР в ее деятельности (1981–1991));

2) коллекция документов, фотографий и предметов (флажки, знаки, памятные медали, эмблемы) по истории совместных полетов международных космических экипажей.

Эти документы дают богатейший материал для изучения не только истории «Интеркосмоса», но и деятельности стран-участниц программы. Это хорошо видно на примере ЧССР, одной из наиболее активно принимавших участие в научных экспериментах и совместных работах в рамках программы.

В апреле 1966 г. при ЧСАН была создана Чехословацкая комиссия по сотруничеству в проведении исследований и использования космического пространства в мирных целях (председатель — президент ЧСАН Я. Кожешник), занимавшаяся организационными и материальными вопросами. Уже 14 октября 1969 г. был запущен спутник «Интеркосмос I», для которого ученые ЧССР и ГДР в короткий срок создали приборы, совместимые с советскими приборами. В 1971 г. президентом АН СССР М.В. Келдышем и Я. Кожешником был подписан Протокол о сотрудничестве и совместных исследованиях. Это дало новый толчок для работы в том числе и по программам «Интеркосмоса». Сохранилось большое количество директивных указаний, предложений, программ по сотрудничеству, протоколов заседаний, циркулярных писем, обоснований командировок, отчетов и справок, материалов конференций и т. п.

Анализ результатов исследований ученых соцстран уже за первые 10 лет сотрудничества по «Интеркосмосу» показал, что по вкладу ЧССР занимала одно из первых мест:

- в области космической биологии и медицины первое место (например, в области космической физиологии, исследований особенностей теплообмена, радиационной безопасности полетов, фармако-химической защиты от ионизирующих излучений);
- в экспериментах по космической физике на базе унифицированных спутников первое место (ЧССР 34 %, СССР 31 %, ГДР 19,8 %) (изучение верхних слоев атмосферы и магнитосферы, твердых элементов межпланетной массы, Луны и планет, наблюдения за ИСЗ для целей геодезии и геофизики);
- по линии астросовета (например, работы по лазерному спутниковому дальномеру, лазерной локации Луны) и в области космической метеорологии (наблюдения за метеорологическими образованиями для улучшения методики прогнозирования) на уровне остальных стран;
- по космической связи ЧССР (в рамках программы по системе свзяи «Орбита» сооружение наземной станции дальней связи, проведение проектно-конструкторских работ в промышленности) наряду с НРБ, ГДР, ПНР;
- по исследованиям поверхности Земли для использования природных ресурсов (повышение эффективности геологического и геофизического исследований, а также исследования загрязнения атмосферы и поверхности Земли) — АН ГДР (70 %), АН ВНР /(15–20 %), АН ЧССР (10 %). Также ЧССР принимала участие в экспериментах на спутниках «Интеркосмос 1-8, 10-14» (участие на 13 спутниках и 3 ракетах);
- по участию в сопутствующих наземных экспериментах — 19 (больше только у ГДР, 20).

Такие результаты позволили ЧССР претендовать в первых рядах на участие в совместных полетах, когда в июле 1976 г. проходили переговоры о включении представителей соцстран в состав советских экипажей, и почти единодушно было решено определить как принцип отбора наибольший вклад в выполнение программ «Интеркосмоса». На межправительственном совещании 14 сентября 1976 г. было принято решение о проведении этих полетов в период с 1977 по 1982 гг. Для первых полетов кандидатов из соцстран отбирали из числа военных летчиков (желательно летчиков-истребителей) с обязательным знанием русского языка ввиду ограниченного времени подготовки.

2 марта 1978 г. на орбитальную научно-исследовательскую станцию «Салют-6» был отправлен международный экипаж пилотируемого корабля «Союз-28» в составе

летчика-космонавта СССР Алексея Александровича Губарева и гражданина ЧССР Владимира Ремека. Чехословакия стала третьей страной (после СССР и США), имеющей своего космонавта. Помимо основного критерия отбора первой страны для совместного полета, видимо, повлияли и политические факторы. В 1978 г. в ЧССР отмечалось 30-летие народно-демократической революции. Кроме того, прошло 10 лет после Пражской весны, и важно было продемонстрировать окрепшую дружбу после операции «Дунай».

В ЧССР была создана координационная комиссия, разрабатывавшая для аппарата ЦК КПЧ предложения по использованию полета в пропагандистских целях (одобрены 22 ноября 1977 г.): позывные, три песни, плакаты, открытки, календари, эмблемы, сборник рисунков, скульптуры, ряд изданий (например, «Союз ЧССР — СССР», «Пахучая сирень на крыльях Икара» и др.), сборник лекций, документальный фильм и публицистическая программа для телевидения, памятные серебряные медали и др. Военный журнал «Блонот» подготовил тематический выпуск с рассказами о буднях космонавтов, истории космических полетов, а также в целом о совестко-чехословацком сотрудничестве. Отдельным письмом Я. Кожешника приводился перечень предметов символической деятельности, рекомендуемых для подъема в космос. Была отобрана группа чехословацких журналистов для подготовки материалов о тренировках и жизни космонавтов ЧССР. Сохранилась переписка с организациями, проекты сообщений ТАСС, справки о сотрудничестве с ЧССР в области освоения космического пространства, план проведения пресс-конференции для советских и иностранных СМИ.

Программы полетов по программе «Интеркосмос» разрабатывались с упором на те области науки и техники, какие больше интересовали академии наук стран-участниц проекта. В фонде отложились описания совместных с ЧССР экспериментов: исследования роста кристаллов и направленного затвердевания кристаллических м стеклообразных систем («Морава-С» и «Морава-К»), психического состояния («Опрос»), кислородного режима в коже у человека в длительном полете («Кислород»), влияния невесомости на рост популяций одноклеточных зеленых водорослей («Хлорелла 1») и др.

В итоге экипаж пилотируемого корабля «Союз-28» вернулся на Землю 10 марта 1978 г., проведя в космическом полете 7 суток и 22 часа и выполнив запланированные эксперименты. О полете сохранились следующие документы: дело об абсолютных мировых и мировых рекордах совместного полета летчиков-космонавтов СССР и космонавта-исследователя ЧССР и первого в истории космонавтики международного экипажа на научно-исследовательском орбитальном комплексе «Салют-6» — «Союз-28»; свидетельство ФАС СССР и МАФ об осуществлении полета; символика и флажок полета; герб ЧССР, находившийся на борту; медаль ЧАН; медаль, образцы значков и конверт со специальным гашением, посвященных полету; барельеф с изображением космонавтов экипажа СССР — ЧССР.

Таким образом, очевидно, что в АРАН хранится большой корпус документов, отражающий историю советско-чешских исследований и предысторию совместного полета космонавтов СССР — ЧССР и показывающий вклад чехословацких ученых в изучение космоса.

Литература

[1] Архив Российской академии наук, ф. 1678, оп. 1, д. 1.
[2] Архив Российской академии наук, ф. 1678, оп. 1, д. 3.
[3] Архив Российской академии наук, ф. 1678, оп. 1, д. 735.
[4] Архив Российской академии наук, ф. 1678, оп. 1, д. 565.

УДК 379.822

Метакультура как инструмент формирования профессионального отраслевого сознания на основе опыта Демонстрационного центра ЦАГИ

Ростовцева Екатерина Юрьевна er1310290@yandex.ru
Центральный аэрогидродинамический институт имени профессора Н. Е. Жуковского

Преумножая интеллектуальные ресурсы в сфере высоких технологий, авиация и космонавтика напрямую влияют на развитие смежных отраслей, появление новых рабочих мест и профессий, создание научной и производственной инфраструктуры. Одновременно с этим происходит переосмысление данной деятельности в социокультурной плоскости, результатами чего становятся, с одной стороны, создание произведений изобразительного искусства, музыки и литературы, с другой — формирование комплекса знаний, ценностей и традиций, образующих отраслевую культуру компетенций. Обоюдная рефлексия технологической и художественной культурных сред, вошедшая в активную фазу в начале XX века, привела к возникновению сильной отраслевой метакультуры, которая может быть использована как эффективный инструмент формирования профессионального сознания, благодаря положительному осмыслению результатов инновационного творчества.

Ключевые слова: *метакультура, корпоративная культура, музейно-выставочная деятельность, филателия*

Ни одна из отраслей промышленности не олицетворяет сбывшуюся мечту человека о достижении невозможного так, как авиация и космонавтика. Преумножая интеллектуальные ресурсы в сфере высоких технологий, она напрямую влияет на развитие смежных отраслей, появление новых рабочих мест и профессий, создание научной и производственной инфраструктуры, выступая, в конечном итоге, ключевым драйвером национального прогресса. Одновременно с этим происходит переосмысление профессиональной деятельности в социокультурной плоскости, результатами чего становятся, с одной стороны, создание произведений изобразительного искусства, музыки и литературы, с другой — формирование комплекса знаний, ценностей и традиций, образующих отраслевую культуру компетенций. Обоюдная рефлексия технологической и художественной культурных сред, вошедшая в активную фазу в начале XX века, привела к возникновению сильной отраслевой метакультуры, которая может быть использована как эффективный инструмент формирования и качественной трансформации профессионального сознания, благодаря положительному осмыслению результатов инновационного творчества. Это отчетливо видно на примере Демонстрационного центра Центрального аэрогидродинамического института имени профессора Н.Е. Жуковского — открытой досуговой площадки, созданной в 2020 году в целях сохранения и развития отраслевых научно-исследовательских школ за счет обеспечения преемственности поколений ученых и инженеров, а также пробуждения ответственности широкого круга лиц за дальнейшее развитие авиационно-космической науки.

Первым метакультурным проектом, реализованным на данной площадке, стало открытие передвижной историко-художественной экспозиции, организованной в рамках Всероссийского культурно-научного выставочного проекта «Буран — крылатая легенда», реализуемого Творческим объединением «Созвездие видений» при поддержке Ассоциации музеев космонавтики России (АМКОС). Демонстрация артефактов професси-

ональной культуры, в том числе, продувочных моделей космических летательных аппаратов, теплозащитной плитки орбитального космического корабля «Бурана», а также архивных документов, кинохроник и фотографий в сочетании с посвященными истории создания многоразовых воздушно-космических систем и их прототипов филателистическими материалами и произведениями художников-космистов, членов Творческого объединения «Созвездие видений», в своей совокупности способствовали воссозданию атмосферы дерзновенного научного поиска, в которой проектировался и создавался легендарный «Буран». Подобный подход к формированию экспозиции досугового центра соответствует концепции интерактивного технического музея, нарративная составляющая которого, помимо демонстрируемых документальных артефактов и сопровождающих их экспликаций, дополняется личными впечатлениями посетителей и медиаторов, а также возможностью оперативного доступа к глобальной информации [1].

Все это формирует свободно модерируемый междисциплинарный дискурс, способствующий порождению у реципиента чувства причастности и его вовлеченности в процессы научного, инженерного, технического или художественного творчества. Одним из ярчайших примеров массового проявления метакультуры авиационно-космической отрасли является филателия. Тематические марки, почтовые карточки открытки, конверты со спецгашениями, картмаксимумы, помимо их основного назначения, с профессиональной точки зрения, выступают в качестве задокументированных вех в истории авиации и космонавтики, с художественной — представляют самостоятельные, созданные по собственным канонам, произведения изобразительного искусства, а с социальной — могут восприниматься как свидетельства базовой причастности к отраслевому сообществу.

Именно это чувство базовой причастности зачастую выступает основой развития более глубокого интереса, столь необходимого для дальнейшей популяризации авиации и космонавтики. В подтверждение этому в 2022 году на площадке Демонстрационного центра ЦАГИ была размещена постоянно действующая экспозиция отраслевой культуры, основу которой составляет уникальное — крупнейшее в России — объединенное собрание авиационного и космического филателистического материала из коллекции руководителя отделения Ассоциации музеев космонавтики России Творческого объединения «Созвездие видений» Творческого союза профессиональных художников, Дмитрия Васильевича Ярошевского и собственного фонда Демонстрационного центра ЦАГИ [1–4]. Являющаяся отдельным дополняющим сегментом, данная экспозиция, постоянно пополняющаяся новыми раритетами, вписана в общее выставочное пространство Демонстрационного центра ЦАГИ, расширяя диапазон тематических экскурсий. В частности, благодаря модульной структуре экспозиции, компактным габаритам артефактов и простоте монтажа кратно выросли возможности организации выездных выставок и презентаций. Только за 2022 год, помимо Демонстрационного центра ЦАГИ и Дома ученых ЦАГИ, экспозиция была продемонстрирована в рамках выставок в МБУК «Дом космонавтов» Звездного городка, Центральном доме авиации и космонавтики ДОСААФ России и других досуговых и профессиональных организациях федерального и регионального уровня.

Литература

[1] Глухова И.Л. Музей и посетитель: новые подходы во взаимодействии в современном мире. Молодой ученый, 2018, № 24 (210).

[2] Szanto A. The Future of the Museum: 28 Dialogues. Stuttgart, Hatje Cantz. 2021.

[3] Салтанова М.В. Музей как культурный центр. Вестник СПбГУКИ. 2013, № 3 (16).

[4] Абрамов Р.Н. Инженерный труд в позднесоветский период: рутина, творчество, проектная дисциплина. Социология власти, 2020, т. 32, № 1.

УДК 629.78(47+57)

Космодром детства (к 50-летию данковского планетария и 125-летию его создателя И.Ф. Шевлякова)

Усов Павел Иванович usoff.pawel2014@yandex.ru
МБУ ДО «Центр детского творчества г. Данкова Липецкой области»

Великий немецкий философ Иммануил Кант заметил однажды, что есть всего две вещи, достойные подлинного удивления и восхищения: звездное небо над нами и нравственный закон внутри нас. Древние считали: и то и другое неразрывно связаны между собой. Космос обусловливает прошлое, настоящее и будущее человечества и каждого отдельно взятого человека. Говоря языком современной науки, в человеке закодирована вся информация Вселенной.

Ключевые слова: *планетарий, город Данков, И.Ф. Шевляков, А.Е. Смолеевский, космодром, сквозь тернии к звездам*

В современном мегаполисе мы, как правило, лишены возможности видеть звезды во всем великолепии – мешают многочисленные огни уличного освещения и рекламы, да и шапка смога существенно уменьшает блеск ночных светил. Если же хочется понаблюдать за звездами и планетами, увидеть и запомнить расположение известных созвездий, узнать много интересных фактов о наших ближайших и дальних соседях по Галактике – следует отправляться в планетарий.

Честь изобретения планетария принадлежит немецкому инженеру О. Миллеру, который разработал проекционный аппарат и установил его в Немецком музее в 1925 году. В нашей стране первый планетарий был открыт в 1929 году в Москве. В настоящее время Московский планетарий не только один из старейших, но и один из наиболее крупных в мире.

Практически у истоков становления Московского планетария стоял наш земляк из Данкова Иван Фёдорович Шевляков. В 1930 году он был принят штатным лектором в Московский планетарий, в котором проработал всю жизнь. Именно благодаря этому замечательному человеку в 1975 году появился планетарий и в Данкове — маленьком провинциальном городе Липецкой области [1, 2]. Планетарий долгое время был единственным в Центральном Черноземье. За почти полувековую историю его существования планетарий посетило более 130 тысяч человек! У нас бывают не только жители нашего города, района и области, но и гости из Воронежской, Тамбовской, Тульской и Рязанской областей. Летом к нам приезжают туристы со всех уголков страны начиная от Петропавловска- Камчатского заканчивая Калининградом. У нас были иностранные делегации из Польши, Чехословакии, Германии, представители США, Австралии. В настоящее время ежегодно около двух тысяч детей и взрослых приобщаются к тайнам мироздания в стенах этого замечательного объекта.

Иван Федорович Шевляков прожил долгую и яркую жизнь. Родился он 2 ноября 1898 года в городе Данкове Рязанской губернии в семье сельского учителя Фёдора Павловича Шевлякова. Учился Иван Федорович в Данкове. Окончил 8-ми лет 3-классную начальную школу у отца, затем 4-классное высшее начальное городское училище.В 1911 году поступил в 4 класс Рязанской мужской гимназии. После окон-

чания гимназии в 1916 году и получения аттестата зрелости в этом же году поступил на физико-математический факультет Московского университета. В годы революции обучение пришлось на время прервать, Иван Федорович учительствовал в сельской школе, потом был красноармейцем.

В 1921 году возобновил занятия в университете, который окончил в 1924 году. В 1930 году был принят штатным лектором в Московский планетарий, в котором проработал всю жизнь.

В 1976 году Иван Фёдорович Шевляков был удостоен звания «Почетный гражданин города Данкова» за инициативу, и практическую помощь в создании Данковского планетария. За заслуги в области советской культуры Ивану Федоровичу было присвоено почетное звание «Заслуженный работник культуры РСФСР». В ноябре 2018 года в Центре детского творчества, структурным подразделением которого является Данковский планетарий, широко отмечали 120-летний юбилей Ивана Фёдоровича. По инициативе администрации Центра детского творчества, планетарию было присвоено имя Ивана Шевлякова.

Умер Иван Федорович в 1990 году в возрасте 92 лет. Похоронен он на городском кладбище г. Данкова. Сотрудники Центра детского творчества считают своим долгом ухаживать за могилой Ивана Федоровича и ежегодно наводят на ней порядок.

Всю свою долгую и яркую жизнь Иван Фёдорович не прерывал связь со своей малой родиной — городом Данковом. В одной из своих статей Иван Фёдорович пишет: «Данков – моя родина. Сейчас я живу в Москве и 45 лет читаю лекции в Московском планетарии. Каждое лето я провожу свой отпуск в Данкове, часто выступаю с лекциями по астрономии, космонавтике перед жителями родного города. Много лет я мечтал о планетарии в Данкове. Случайно узнал, что Дом пионеров Ждановского района г. Москвы располагает аппаратом «Планетарий», который в Доме пионеров установить просто негде. Дирекция Дома пионеров согласилась передать «Планетарий» Данкову.

В 1975 году нашли помещение, приспособили для планетария, сделали по моим чертежам купол. Я привез диапозитивы и диафильмы по астрономии и космонавтике. Открытие состоялось 22 августа 1975 г. Первыми планетарий посетили учащиеся школы №1. Планетарий находится в ведении отдела народного образования. Московский планетарий взял шефство над Данковским планетарием. Из Москвы высланы 38 красочных таблиц по астрономии и космонавтике для оформления фойе. Планетарий имеет астрономическую трубу, в которую демонстрируются искусственные спутники. Создан лекторский совет и лекторская группа, в помощь которым Московский планетарий предоставил тексты и аннотации более 40 лекций»

С оборудованием работники планетария обходятся бережно, но запасные детали для подобных аппаратов давно не производят. Со временем техника устаревает, запчасти к оборудованию такого почтенного возраста найти практически невозможно. Раньше нам привозили из Курска лампы, которые используются внутри УП-4, но их сейчас уже не производят [3]. Конечно, нам хочется сохранить именно это оборудование, без него уйдет атмосфера планетария.

В 2017 году планетарий был оборудован современными технологиями. Появилась зеркальная система, позволяющая воспроизводить изображение на купол, современный телескоп, новый проектор и другое оборудование.

Прошло 47 лет с того момента, как появился наш планетарий. За эти годы он стал настоящим центром пропаганды астрономических знаний не только в Данковском, но

и в других районах Липецкой области, настоящим «космодромом детства» для тысяч мальчишек и девчонок.

Дважды в год, в апреле и октябре в планетарии проходит Всемирная неделя космоса, в которой принимают участие обучающиеся не только многочисленных объединений самого Центра детского творчества, но и других образовательных учреждений Данковского, и соседних Лебедянского и Лев- Толстовского районов. В рамках недель, посвященных запуску первого искусственного спутника Земли (4 октября 1957 года) и полету в космос Юрия Алексеевича Гагарина (12 апреля 1961 года), проводятся многочисленные конкурсы изобразительного, декоративно-прикладного и художественного творчества. В конкурсе проектов «Космос и мы» участвуют юные ученые — астрономы со своими исследованиями, творческими и техническими проектами. Поделки и рисунки ребят украшают холл планетария. Кроме того, для ребят, приезжающих послушать лекции о космосе проводятся мастер- классы и квесты.

В прошлом году данковский планетарий вошел в Ассоциацию музеев космонавтики России и теперь движется к новым вершинам.

В марте 2022 года мы выиграли грант на сумму 450 000 рублей от программы «Стальное дерево» с проектом «Образовательное пространство «Тайны космоса». На эти деньги была построена развивающая площадка с интерактивными объектами для детей дошкольного возраста. На площадке находится макет искусственного спутника Земли, ракета с рычагами и пультом управления, передающая станция с записью звуков из космоса [4]. Про каждый объект на площадке нашим лекторам есть что рассказать. Наши зрители всегда очень активные, нам приятно видеть их интерес к астрономии. Теперь ребята смогут не только послушать лекции, но и поучаствовать в тематических квестах, стать немного ближе к космосу.

В планетарий можно записаться и на семейные и индивидуальные посещения. В основном материалы лекций ориентированы на младшее поколение, их основная цель заинтересовать молодежь. Главная цель планетария скорее просветительская, чем развлекательная. Мы пытаемся компенсировать отсутствие уроков астрономии в школах, показать детям более развернутую картину мира, стараемся грамотно подбирать материалы лекций, чтобы и детям разных возрастов было одинаково интересно. Кто-то хочет узнать что то новое, кто-то хочет посмотреть на красоты космоса, ко всем нужен индивидуальный подход, поэтому мы стараемся совмещать лекции с показами.

Работники Данковского планетария много мечтают и ставят цели. В первую очередь планируется оборудовать зал для удобства посетителей. Дальше в планах реставрация здания, покупка нового оборудования, макета солнечной системы, наборов юных астрономов, интерактивного глобуса. Наша мечта сделать из обычного планетария настоящий исследовательский центр. Мы хотим не только проводить лекции, но и показывать детям космические артефакты, чтобы у них была возможность в прямом смысле прикоснуться к космосу. В первую очередь хочется переоборудовать основное помещение планетария в научный музей, а там и до собственной обсерватории недалеко.

Ярким примером исполнения девиза всех исследователей, путешественников и космонавтов «Per aspera ad astra!» — «Через тернии к звездам!», является судьба нашего знатного земляка — Смолеевского Александра Егоровича. Выпускник школы № 4 г. Данкова, данковского медицинского училища, он в 2005 году с отличием окончил Военно-медицинскую Академию им. С.К. Кирова, и интернатуру по специальности «врач общей практики». С 2006 года научный сотрудник научно-исследова-

тельского испытательного отдела, научно-исследовательского испытательного центра авиационной, космической медицины и военной эргономики. Специалист по медицинскому обеспечению испытаний авиационных комплексов и образцов военной техники, медицинских приборов, аппаратов и комплексов.

Мама Саши, Любовь Степановна Смолеевская, работала учителем физики и астрономии одной из данковских школ, а также исполняла некоторое время обязанности внештатного лектора планетария, рассказывала, что Саша с детства интересовался астрономией, часто посещал планетарий. Она также говорила, что у нее сохранилась школьная тетрадка Саши с сочинением о своем полете к Марсу. В этом сочинении он описал сказочную историю о полете на Марс нескольких героев, и себя, в том числе. Герои сочинения переживают опасные приключения, но в результате добиваются своей цели! И в жизни Александр очень целеустремленный и настойчивый. И благодаря этому детская мечта Саши исполнилась, так как он стал участником международного проекта «Марс-500», имитировавшего пилотируемый полет на Красную Планету.

За участие в этом эксперименте Александр Егорович был награжден орденом Мужества, который ему в Кремле вручил Президент России Владимир Владимирович Путин. Кроме того, ему было присвоено звание «Заслуженный испытатель космической техники». Он часто бывает на своей малой Родине, встречается с обучающимися Центра детского творчества, а когда не имеет возможности приехать лично, присылает видео поздравление нашему Центру и планетарию.

Неизвестно, кто и когда совершит не «виртуальное», а реальное путешествие на Марс, который называют «красной планетой», а также — планетой загадок? Вероятно, это произойдет не очень скоро. Но можно твердо утверждать, что проект «МАРС-500», в котором на первых ролях в составе интернациональной команды был наш земляк, с детства начавший мечтать о космосе в стенах данковского панетария, приблизила этот знаменательный для жителей земли день.

Литература

[1] Малюков И.Ф., Усов П.И. Край наш Данковский. Липецк, Веда- социум, 2018, 200 с.

[2] Малюков И.Ф., Усов П.И. Прогулки с краеведом. Липецк, Творческий центр «Традиция», 2015, 84 с.

[3] Шевляков И.Ф. Описание аппарата «УП-4». Данков, 1975, 18 с.

[4] Детская космическая станция «Космодром детства». Методическое пособие, 2022, 44 с. URL: http://космос.дети/ (дата обращения 12.11.2022).

УДК 629.7

Гиперболоидные конструкции Владимира Шухова в космонавтике

Демиденко Сергей Владимирович siranodebor@mail.ru
ЦДТ

Владимир Шухов родился в 1853 году в уездном городе Грайвороне Курской губернии. В 1871 году Шухов с отличием закончил гимназию. Он поступил в Московское императорское техническое училище. В 1874 году он создал свое первое изобретение, ценное практически. Это была паровая форсунка для сжигания жидкого топлива. Принимает участие в создании первого нефтепровода применяя свои разработки. Открывает процесс крекинга нефти.

Ключевые слова: *Гиперболоидные конструкции, Владимир Шухов, процесс крекинга, Шаболовская телевизионная башня*

Владимир Шухов родился в 1853 году в уездном городе Грайвороне Курской губернии. В 1871 году Шухов с отличием закончил гимназию. Он поступил в Московское императорское техническое училище.

Владимир Шухов как лучший выпускник императорского училища отправился на год в США в составе научной делегации. В Америке было чему поучиться: здесь стремительно внедрялись новейшие технические идеи.

Через год Владимир Шухов вернулся в Петербург, где устроился в чертежное бюро управления Варшавско-Венской железной дороги. Начались серые будни. Однако вскоре жизнь молодого инженера круто изменилась. Его разыскал успешный предприниматель Александр Бари, с которым Шухов познакомился еще в Америке. Бари заключил выгодный контракт с товариществом братьев Нобель, владельцами Бакинских нефтепромыслов, и предложил Шухову возглавить отделение его фирмы в Баку. Молодой инженер согласился.

Когда Шухов приехал на Бакинское месторождение, он увидел неорганизованность, многочисленные пожары и нефтяную слякоть. Нефть добывали ведрами и перевозили в бочках. Единственным полезным продуктом из нее тогда считался керосин — он шел на осветительные нужды. А бензин и мазут, получаемые при производстве керосина, считались промышленными отходами. Бензин испарялся, а мазут сливали в котлованы, которые загрязняли окружающую природу [1, 2].

Двадцатипятилетний инженер стал внедрять на производстве свои новшества. Он устанавливал на оборудование паровые форсунки, цилиндрические резервуары, спроектировал первый трубопровод для перекачки нефти. Принимает участие в создании первого нефтепровода применяя свои разработки. Открывает процесс крекинга нефти. Шухов начинает уделял много внимая метало конструкциям строит перекрытия на ГУМе. И разрабатывает металлическую гиперболоидную систему для постройки башен [3, 4]. На изобретенные строительные конструкции в виде несущих сетчатых оболочек В.Г. Шуховым были получены патенты (№ 1894, № 1895, № 1896 от 12 марта 1899 года).

В 1896 Шухов учувствует в промышленной выставке проходившей в Нижнем Новгороде, представив водонапорную башню гиперболоидной конструкции. Эту башню прибрел промышленник Юрий Степанович Нечаев-Мальцов, она была привезена его усадьбу в Полибино Данковского района. Сегодня многие инженеры применяют изобретение Шухова при строительстве своих сооружений. Так например Лорд Норман Фостер: перекрытие двора Британского музея, 2000 г. Архитектор Михаэль Хопкинс, перекрытие двора адм. здания парламента, Лондон, 2008 г. Китайская телебашня Гуанчжоу. Шаболовская телевизионная башня в Москве.

В России на основе идей Шухова разработали сетчатые композитные конструкции [4]. Это применяется в авиации и ракетостроении на ракете «Протон-м», в оборонном комплексе «Тополь-м» и «Булава».

Литература

[1] Актуальные проблемы механики. Академик А. Ю. Ишлинский — выдающийся ученый-механик. Москва, Наука, 2013, 237 с.

[2] Юный техник. 2004. URL: https://msevm.ru/biblioteka/periodicheskie-izdaniya/yunyij-texnik/2004 (дата обращения 12.12.2022).

[3] Бондарь В.В., Маркова О.Н. Краснодарский гиперболоид инженера Шухова. Краснодар, Платонов, 2014, 95 с. (Серия «Памятники истории и культуры Юга России»).

[4] Самохвалов И.А. Гиперболоидные сетчатые башни В.Г. Шухова. URL: https://scienceforum.ru/2015/ article/2015017567 (дата обращения 12.12.2022).

УДК 727.9

Планетарии в России: вчера, сегодня, завтра

Марусев Александр Сергеевич amcos50@mail.ru
Общероссийская общественная организация «Ассоциация музеев космонавтики России»

На сегодняшний день в России насчитывается около сотни планетариев. Многие из них уже отметили солидные юбилеи, имеют за своими плечами интересную, заслуживающую внимания историю своего возникновения, становления и развития. Сложная и богатая событиями и смыслами история нашей страны в XX и начале XXI века непосредственным образом отразилась на планетариях, превратив их в подлинный культурный феномен.

Ключевые слова: *планетарии, астрономия, космическая архитектура, аэрокосмическое образование, космическое просвещение*

Первый объект, который можно было бы назвать планетарием прибыл в Россию в Санкт-Петербург в 1717 г., как дипломатический дар Петру I от Гольштейн-Готторпского герцога Кристиана Августа. Готторпский глобус представлял собой шар диаметром в 3 м [1]. На внешней стороне глобуса находилось сферическое изображение географической карта мира, а с внутренней стороны небесная карта с аллегорическим изображением созвездий и четырьмя типами звезд сообразно их величине. На круговой скамейке, расположенной внутри глобуса, помещалось 10 человек. Они могли не только изучать расположение созвездий, смотря на изображения внутри глобуса, но погасив источник света и оставшись в темноте могли видеть огни звезд, словно на небе. В шаре глобуса были просверлены дырочки разной величины, что при внешнем свете позволяло имитировать небесный свод. Один оборот глобуса позволял увидеть суточное обращение звезд на ночном небе, а за 365 оборотов обращение всего зодиакального цикла. Готторпский глобус был выдающимся чудом научной и технической мысли своего времени.

Петр I очень интересовался астрономией. В XVII веке астрономия была неотделима от навигации, картографии, геодезии. Во время своих заграничных путешествий Петр I приобретал в разных странах телескопы и другие астрономические приборы. В Копенгагенской обсерватории произвел самостоятельно астрономические наблюдения.

В новой столице в качестве одного из важнейших ключевых зданий города Петр I начинает строительство дворца науки – кунсткамеры. Это было первое каменное общественное здание в Санкт-Петербурге. Считается, что русский царь самолично принимал участие в его планировки и видел здание Кунтскамеры, как некий микрокосм, где под одной крышей должны расположиться разного типа коллекции, собрание книг, все неразгаданные загадки и знания о мироздании. Центральная часть здания походит на храмовую архитектуру и посвящена астрономии. Башню в качестве символа науки венчает армиллярная сфера. В самой башне должна была находиться действующая астрономическая обсерватория, где в качестве главного сокровища был установлен Готторпский глобус, а также находились зрительные трубы, астрономические часы, квадрант и угломерные инструменты.

История современных планетариев свое начало берет также в Германии. В 1923 году немецкий инженер и архитектор Вальтер Бауэрсфельд создал новый чудо-прибор, который позволял проецировать на возведенный свод не только неподвижные звезды,

но еще и движение планет. Появлению первого планетария в России мы обязаны революционеру и марксоведу, создателю Института марксизма-ленинизма Давиду Борисовичу Рязанову. Рязанов увидел в планетарии эффективный инструмент, способный в короткие сроки решить вопрос астрономической грамотности и расширить кругозор больших масс населения. Его инициативу в 1927 году поддержал президиум Моссовета, выделив 250 тыс. золотых руб. на приобретение необходимого оборудования у фирмы Цейса и постройку здания планетария. Согласно замыслу Розанова, Московский планетарий должен был стать чем-то вроде народного университета, где кроме астрономического театра должен был появиться астрономический музей, библиотека по астрономии, обсерватория, кино-аудитория, а также помещения для кружков и лабораторий [2, 3]. Розанов лично отправился в Германию, где провел успешные переговоры по приобретению аппарата. Конкурс на архитектурный проект Московского планетария выиграли выпускники ВХУТЕМАС-ВХУТЕИНа Михаил Осипович Барщ и Михаил Исаакович Синявский. Сооружение молодых архитекторов стало впоследствии не только образцом архитектуры конструктивизма, но также можно его назвать прообразом космического стиля в архитектуре [4, 5]. В параболическом силуэте «Московского планетария» одновременно сочетается предельная простота, лаконизм с математической гармонией вселенной. Фактически здание планетария олицетворяло собой новый храм XX века – храм науки. (В конце 50-х гг. М.О. Барщ спроектировал для С.П. Королева памятник К.Э. Циолковскому в Калуге и монумент «Покорителям космоса» в Москве). С момента своего открытия «Московский планетарий» стал чем большим, чем планетарий. Он стал уникальной площадкой, которая притягивала к себе энтузиастов космонавтики. Если в зале Планетария читали лекции о Солнце, возникновении и развитии Солнечной системы и Вселенной, то в подвале Планетария с 1934 по 1937 год работал «Стратосферный комитет» и осколок ГИРДа КБ-7. В стенах Планетария была построена первая двухступенчатая ракета конструкции И.А. Меркулова. В заседаниях «Стратосферного комитета» принимали участие М.К. Тихонравов, С.П. Королев, Ю.А. Победоносцев, В.П. Глушко, Я.И. Перельман, В.П. Ветчинкин, Н.А. Рынин, Ю.В. Кондратюк, Г.Э. Лангемак, Л.С. Душкин и др. Буквально сразу после открытия «Московского планетария» под руководством талантливого конструктора и первого директора планетария началась работа по созданию «живого неба». К 1934 году ему удалось дополнить планетарий целым рядом визуальных эффектов: звездопадом, полярным сиянием, облаками, полетом кометы и ракеты К.Э. Циолковского, алой зарей и восходом Солнца под музыку Р.М. Глиэра, превратив таким образом планетарий в настоящий купольный театр. До конца 50-х гг. аналогов этому в других планетариях мира не было. Перед Великой отечественной войной в планетарии поставили пьесы «Галилей», Джордано Бруно», «Коперник». По будням в «Московском планетарии» проходили уроки астрономии. В кружках при планетарии круглогодично занималось до 500 детей. Многие из них становились потом свою жизнь с астрономией и астрофизикой. «Московский планетарий» задал высочайшую планку на многие годы став образцом для всех планетариев Советского Союза.

Следующая страница развития планетариев в Советской России непосредственным образом связана с Великой отечественной войной. После Победы из Германии в Советский Союз в качестве трофеев были вывезены несколько комплектов телескопов и планетариев. (До войны в Германии существовала самая большая сеть планетариев, насчитывавшая десятки единиц). До 1953 года из Германии в нашу страну шли репарации, и планетарии, изготовленные компанией Цейс, шли в счет возмещения ущерба, причиненного нашей стране во время оккупации.

Как правило, под планетарии переоборудовали храмовые сооружения [5]. Так под планетарии были переданы церкви в Нижнем Новгороде, Саратове, Барнауле, Иркут-

ске, Пскове, Костроме, Арзамасе, Кирове, Владимире, Брянске, Ярославле, Одессе, Каменец-Подольском, и др. городах. В Харькове и Херсоне под планетарии отдали синагоги, в Киеве католический костел, а в Оренбурге и Владикавказе мечеть. Общим для планетария и храма было наличие небесного свода. Но если в храмах небеса были символические с декоративными звездами (лишь однажды в г. Пржевальске в местном храме я встретил на куполе изображение зодиакальных созвездий), то в планетариях звездное небо и календарные астрономические явления имели строго выверенный научный характер и являлись наглядной демонстрацией того, что современная наука и инженерия к пониманию тайн неба находится ближе, чем церковь.

В городах, которые сильно пострадали от немцев во время ВОВ в Сталинграде, Новороссийске планетарии возводились на средства от репараций. В проектировании Сталинградского планетария принимали непосредственное участие немецкие архитекторы, поэтому по своей архитектуре он наиболее близок к зданиям планетариев в городах Германии с их привычными портиками. Сталинградский планетарий был подарком к 70-летию И.В. Сталина от трудящихся, образованной в 1949 году ГДР. Поэтому и по своим масштабам, и по своему дворцовому убранству является абсолютно уникальным памятником и архитектуры, и эпохи [5].

Мощнейшим толчком к развитию планетариев в Советском Союзе стал запуск в космос первого искусственного спутника Земли 4 октября 1957 года и первого человека и космонавта Ю.А. Гагарина 12 апреля 1961 года. В стране начался настоящий бум космического просвещения. Все хотели знать о тех новых мирах, которыми будет вскоре прирастать наша страна и человечество. Самыми популярными лекциями в планетариях в то время были рассказы о Марсе, Венере и других планетах солнечной системы. Интерес среди широких слоев населения был настолько ажиотажно-высоким, что небольшие планетарии стали появляются в парках отдыха наравне с аттракционами, которые приносят ощутимые средства. Под планетарии отдавали парковые павильоны или возводили новые небольшого размера. В 90-х годах многие из такого рода планетариев перестали существовать, а на их месте разместились биллиардные и кафе.

Естественно Цейсовского оборудования для всех желающих катастрофически не хватало и начиная с 40-гг. в мастерских Московского планетария наладили изготовление мобильных «Упрощенных планетариев», которые постоянно совершенствовались. В 1947 г. «Упрощенным планетарием» («УП-2») был оснащен второй п счету планетарий в Светском Союзе, появившийся в г. Горьком в специально переоборудованном здании церкви Алексия Митрополита. Поскольку «Упрощенные планетарии» делались при «Московском планетарии», то в комплект к нему шли приборы, разработанные сотрудниками планетария и позволяющие имитировать восход и закат, прохождение солнца по небосводу, облака и др. визуальные эффекты.

В 60-гг. на волне интереса к космосу и возвращения интереса у архитекторов к конструктивизму в нашей стране было создано несколько удачных типовых проектов планетариев [5]. Наиболее интересным является проект № 303 института Гипротеатр (г. Москва), по которому были построены планетарии в Донецке (1960 г.), Минске, Уфе, Перми, Новокузнецке, Днепропетровске. Он представлял собой легкую одноэтажную конструкцию, ассиметрично соединяющую в себе сферу купола планетария и прямоугольник (холл) самого здания. По другому пути пошел архитектор М.М. Лерман, расположивший фойе планетария вокруг самого купола. По его проекту был выстроен Планетарий ЦДСА в Москве и планетарий в Пятигорске. Такой же принцип лег в основу здания планетария в Новороссийске, который построил главный архитектор Новороссийска К.М. Михайлов.

Другим безусловным шедевром космического стиля, являющимся продолжением и развитием архитектуры «Московского планетария», стало здание «Дворца космоса» в Калуге (ныне Государственный музей истории космонавтики). В этом проекте планетарий был соединен вписан в качестве знакового элемента в комплекс первого космического музея.

Еще одним примером многофункционального здания, где планетарий стал его органичной смысловой частью является, построенный в 1962 году «Дворец пионеров на Ленинских горах». Московский Дворец пионеров на долгие годы стал своего рода эталоном при проектировке и строительстве дворцов пионеров в других городах. Появление планетариев в молодежных творческих учреждениях для школьников стало новым шагом в продвижении планетариев в нашей стране. (К примеру, в США планетарии стали неотделимой инструментом университетского образования. Их наличие в университете повышало рейтинг и престиж учебного учреждения. Затем планетарии стали появляться в престижных школах. В Советском Союзе планетарии изначально приобрели не статусный, а народный характер и предназначались для просвещения самых широких слоев населения и в первую очередь детей и подростков). Школьников 60-70-х годов С.П. Королев рассматривал, как будущее поколение, которому предстоит торить космические пути в XXI век. Поэтому они со школьной скамьи должны изучать и знать науку об устройство вселенной и астроновигацию. На сегодняшний день планетарии продолжают работать, вести образовательную и кружковую деятельность среди школьников в целом ряде детских дворцов.

В 1960 году на занятия в «Московский планетарий» приехал первая группа будущих космонавтов. Для них умение ориентироваться по звездам имело важнейшее практическое значение. В «Московском планетарии» уже существовала практика подобных занятий. (Во время ВОВ лекторы планетария обучали ориентироваться по звездам руководителей диверсионных отрядов и штурманов летных экипажей.) Скоро и в Звездном городке выстроили для занятий с космонавтами специальный планетарий-тренажер, где космонавты, находясь в тренажерной кабине через иллюминаторы определяли созвездия и по ним выстраивали положение корабля.

Непосредственно со Звездным городском связана история еще одного уникального планетария, который появился в 1986 году в г. Бийске. Его возникновение связано с оборонным предприятием НПО «Алтай» (НИИ-9), которое занималось созданием твердого топлива для баллистических ракет. Директор предприятиями Я.Ф. Савченко считал, что дети г. Бийска обязательно должны заниматься в кружках технического творчества. Проект Дома технического творчества был разработан главным конструктором НПО «Алтай» Е.Ф. Поповым и имел черты популярного тогда брутализма. Там должны были разместиться кружки: ракетомоделизма, авиамоделизма, судомоделизма, астрономии, радиотехники, музей технического творчества, киноконцертный зал, а также планетарий и обсерватория. Высококачественный Цейсовский аппарат в Дом технического творчества Бийска был передан из планетария Звездного городка, где в это время произошло обновление оборудования. В 80-х гг. научно-техническое движение школьников достигло своего пика и Дом детского технического творчества в Бийске («Дом аргонавтов») является наглядной иллюстрацией этого успешного развития. «Бийский купол» был своего рода идейным концептом, в центре которого находился планетарий (вселенная), над ним выход в реальный космос в обсерваторию, а вокруг планетария-вселенной-храма разворачивался живой учебный процесс, в котором должны пробуждаться и воспитываться адепты освоения космических пространств и миров.

90-е стали не простым временем для планетариев. Многие оказались закрыты. Утеряно оборудование. Перед планетариями возникла серьезная задача адаптации к

новым реалиям, когда в стране сворачивается космическая деятельность. В 1992 году астрономия, как бесполезный предмет, была исключена из школьного курса. Начиная с середины 90-х гг. началась активная передача бывших культовых зданий из государственной собственности в собственность церковных организаций.

Один из старейших планетариев в России «Санкт-петербургский планетарий» изначально создавался как просветительская площадка «Общества «Знание» и с самого начала вел широкую просветительско-образовательную деятельность по астрономии, космонавтике, физике, природоведению. В конце 50-х гг. на волне всенародного интереса к космосу под планетарий отдали площадку в самом центре Ленинграда, в историческом здании «Народного дома», где также размещались театры и кинотеатры. Имея значительные площади Ленинградский планетарий получил возможность развивать под своей крышей целый ряд различных направлений, связанных с популярной наукой. Отчасти здесь были подхвачены темы, существовавшие в «Доме занимательной науки», который существовал в Ленинграде до ВОВ. Очевидно, в силу этих обстоятельств «Санкт-Петербургский планетарий» легче других вписался в новое время. Сегодня это большой комплекс, где кроме планетария имеются востребованные учебные и развлекательные площадки, музей, галерея, проходят популярные выставки.

Возвращение зданий, в которых располагались планетарии, церкви для ряда планетариев стали шагом в новый жизненный этап. Если в Кирове аппаратура планетария из храма переехала передала в школу, то в Нижнем Новгороде, где в свое время был открыт второй по счету планетарий в СССР, развернулась настоящая борьба за строительство нового здания планетария. После закрытия Московского планетария в 1994 году методическим центром, создававшейся Ассоциации планетариев, стал Нижегородский планетарий. Огромную волю в том, чтобы довести начатое строительство до конца, проявила директор Нижегородского планетария Зинаида Павловна Ситкова и Президент Ассоциации планетариев космонавт Георгий Гречко. Это был первый оригинальный проект здания планетария, который был реализован в новой России. По своему внешнему виду он чем-то напоминает здание театра и на самом деле Нижегородский планетарий стал первым в России цифровым планетарием, где начали демонстрироваться купольные фильмы по астрономии. Также планетарий сохранил свое оптическое оборудование, имеются помещения для работы астрономического кружка и для уроков по космонавтике. Периодически в планетарии устраиваются концерты и проходят спектакли. Таким образом, Нижегородский планетарий пытается соединять астрономическое и культурное направление.

Еще одним примером преображения стал Ярославский планетарий. Там попытались не просто построить новое здание взамен утраченного, но создать футуристический объект в стиле хай-тек на тему космической архитектуры. Культурно-просветительский центр им. В.В. Терешковой открылся к 1000-летию Ярославля и включал в себя кроме цифрового планетария, музей космонавтики, образовательные и развлекательные программы.

Новая волна интереса к планетариям связана во многом с появлением новых технологий. Планетарии стали отчасти работать купольными кинотеатрами, в которых демонстрируются зрелищные фильмы по астрономии. Еще одним фактором стал нарастающий запрос в обществе на космонавтику, а также желание родителей приобщить к научным знаниям своих детей.

Еще одной тенденцией современности стало встраивание планетариев в торговые и офисные комплексы, как часть развлекательного контента. Иллюстрацией такого подхода могут служить планетарии в Саратове и Донецке, а также проекты планетариев в Уфе и Владимире.

Если значительная часть планетариев перешла на работу с купольными фильмами, а кое-где лекторов заменили на аниматоров, то другая часть сообщества принципиально пытается сохранить прежний подход к планетарию как к храму науки, где лектор является его служителем, несущим людям сокровенные знания об иных мирах. Все чаще о планетариях, где сохранилось аутентичное оборудование и подход говорят уже, как о музейных объектах.

Большим ярким явлением последнего десятилетия стало создание в городе ученых Новосибирске Детско-юношеского астрофизического центра «Большой новосибирский планетарий». Идея строительства Дворца астрономии принадлежала новосибирским любителям астрономии и была поддержана руководством города. В качестве архитектурной идеи была взята идея космической инопланетной базы. Уникальность проекта была еще в том, что он получил статус учреждения детского дополнительного образования. Дети получили лучший в стране цифровой планетарий, студию для изготовления фильмов для планетариев, детскую студию анимации, выпускающую мультфильмы на тему астрономии, астрономические и технические кружки, музей занимательной науки и т.д. Сегодня Большой новосибирский планетарий стал точкой притяжения и драйвером не только в Зауралье, но и для планетариев всей страны. Вокруг Большого новосибирского планетария кипит жизнь: проводятся международные фестивали полнокупольных картин, проходят астрономические форумы, слеты, лагеря. Благодаря Большому новосибирскому планетарию Новосибирск стал астрономической столицей Сибири. Здание планетария стало не только визитной карточкой города, но и смыслообразующим центром Новосибирска.

Шанс стать астрономической столицей Сибири был и у Красноярска. Здесь в 1983 году по инициативе общества «Знание» было принято решение по строительству «Дома знаний», где должен был разместиться планетарий, кинозал на 600 мест, лекционные аудитории, обсерватория, лаборатории, помещения для технического творчества молодежи. Сегодня можно уверенно сказать, что отказ от строительства большого планетария в Красноярске стал серьезной стратегической ошибкой.

Еще одной любопытной линией стало возвращение планетариев в новом цифровом формате в парки. В Нижнем Новгороде в парке «Швейцария» планетарий стал частью стильной фестивальной площадки, где полнокупольные фильмы о космосе совместно дополняя живут с джазовыми концертами, перформансами и аудиовизуальные шоу, иммерсивными театральными постановками и научным популярным лекторием.

Сегодня уже можно твердо констатировать, что, прожив полную событий насыщенную жизнь планетарии уверенно входят в XXI век. Они стали неотъемлемой частью ландшафта многих российских городов, внесли огромный вклад в народное образование. Они постоянном находятся в творческом поиске, открывают интересные линии своего развития, ищут и находят новые решения.

Литература

[1] Карпеев Э.П. (авт.-сост.). Большой Готторпский глобус. Москва, МАЭ РАН, 2003.

[2] Ильин М.А. Московский планетарий. Москва, Искусство, 1970.

[3] Порцевский К.А., Комаров В.Н. Московский планетарий. Москва, Московский рабочий, 1979.

[4] Рублева Ф.Б. Московский звездный дом. Москва, Планета, 2018.

[5] Анисимов А.В. Архитектура планетариев: История. Архитектура. Реконструкции. Зарубежный опыт. Москва, Доброе слово, 2008.

УДК 069.02:930.253

Архив Т.В. Апенченко как источник для изучения истории отечественной космонавтики 1960-х годов

Гусев Кирилл Александрович gusevka@culture.mos.ru
Мемориальный музей космонавтики

Тамара Владимировна Апенченко (в девичестве Кутузова) — выпускница факультета журналистики Московского государственного университета. В течение 20 лет она работала по специальности, потом трудилась в Мемориальном музее космонавтики. В 1960-е гг. она служила в в/ч 26266 (Центр Подготовки космонавтов) ОКБ-1 (Ракетно-космическая корпорация «Энергия»). Она была непосредственным свидетелем важных событий периода становления отечественной космонавтики. Ее перу принадлежит первая книга о подготовке космонавтов и первая книга о Сергее Павловиче Королёве (обе вышли под псевдонимом Ольга Апенченко). В 2021 году ее наследники передали в Мемориальный музей космонавтики ее личный архив. Он состоит из достаточно большого массива материалов (более 900 листов). Среди них рукопись неопубликованной книги о С.П. Королёве, изданию которой воспротивилась его вдова, дневниковые записи времен работы в организациях, связанных с космонавтикой, рабочие записи и т. д. Материалы ее личного архива могут представлять значительную ценность в качестве исторического источника.

Ключевые слова: *история, космонавтика, архив, музей, С.П. Королёв*

Тамара Владимировна Апенченко (урожденная Кутузова) была профессиональным журналистом. Согласно материалам ее личного дела, в 1957 г. она закончила Факультет журналистики Московского университета. После выпуска работала по специальности: корреспондентом в «Комсомольской правде». В августе 1960 года была принята на службу лаборантом в воинскую часть 26266. Ныне эта воинская часть называется «Центр подготовки космонавтов им. Ю.А. Гагарина». Существуют разные версии того, как она попала туда на службу [1], но документальных подтверждений ни одной из них еще нет. Так или иначе, проработала Тамара Апенченко там до апреля 1961 года. После этого почти год трудилась корреспондентом в ТАСС, а потом внезапно сменила профессию и стала «старшим инженером ОНТИ ОКБ-1 Госкомитета Совета Министров по оборонной технике» (ныне РКК «Энергия» им. С.П. Королёва). После ухода из ОКБ-1 в конце 1966 года Т. В. Апенченко вновь работала журналистом, пока в 1977 не пришла в Мемориальный музей космонавтики, где трудилась до 1988 г.

В фонды Мемориального музея космонавтики в 2021 году поступили материалы личного архива Т.В. Апенченко. Это достаточно большой массив материала (более 900 листов), который, возможно, послужит значимым историческим источником. Данный комплекс можно условно разбить на тематические блоки. Значительная часть документов посвящена жизни Сергея Павловича Королёва (черновики книг о нем, воспоминания его товарищей и близких, записки самой Т.В. Апенченко, адресованные Главному конструктору). Некоторые материалы говорят об истории отечественной космической отрасли, есть черновики книги о подготовке отряда космонавтов и т. д. Сопоставление архивных материалов с опубликованными работами может дать интересные результаты.

Тамара Владимировна Апенченко публиковалась под псевдонимом «Ольга Апенченко». Именно такой автор указан у книги «Труден путь до тебя, небо!» [2]. Эта книга вышла вскоре после полета Ю.А. Гагарина и повествует о подготовке первых космонавтов. Интересно, что первая упомянутая в книге дата — 5 августа 1960 г. [2, с. 8]. А согласно личному делу Т.В. Апенченко стала лаборантом в ЦПК (тогда в/ч 26266) именно в августе 1960. Вероятно, именно в это время начался сбор материала для этой книги. Можно назвать еще и такую интересную деталь: из всех героев книги только у одного названа фамилия, у Гагарина. Все остальные называются по именам. Сейчас мы можем с некоторой долей уверенности идентифицировать некоторых из них. Например, «Гера» — скорее всего Герман Степанович Титов, «Боря» — Борис Валентинович Волынов, а «Жора» — Георгий Степанович Шонин.

При этом в архивных материалах есть черновики книги о подготовке первого отряда космонавтов, датированные уже 1962 г., из чего можно заключить, что планировалось новое издание. К тому моменту на орбите побывало уже несколько советских космонавтов.

Символично, что Т.В. Апенченко была одним из авторов первого репортажа из дома Ю.А. Гагарина. Он вышел 13 апреля 1961 г. в газете «Комсомольская правда» [3]. К юбилеям полета Гагарина выходит множество книг, содержащих в том числе и газетные заметки, например в работе «Юрий Гагарин. Как это было» собрано значительное количество заметок и интервью [4].

В 1962 г. Т.В. Апенченко устраивается на работу в ОКБ-1, формально на должность старшего инженера (не имея при этом профильного образования).

Скорее всего должность инженера была формальной. Во внутренних документах ОКБ-1 она (под своей девичьей фамилией) числится «литературным работником». Вместе с коллективом Т.В. Апенченко работала над книгой «Ракетная техника в СССР». Ее часть работы была посвящена деятельности общественных и первых государственных организаций. К 20 марта 1966 г. она написала две главы: об обществе межпланетных сообщений и о первой мировой выставке межпланетных аппаратов [5].

Перу Т.В. Апенченко принадлежит и первая книга о С.П. Королёве [6]. О подготовке этой книги свидетельствуют находящиеся в архиве записи бесед с его соратниками и матерью, а также аудиозаписи интервью товарищей его молодости (записи сданы в фонды самой Т.В. Апенченко).

Однако самой первой книге об основоположнике практической космонавтики должна была стать работа «Человек, который вывел людей в космос». В личном архиве есть две версии машинописного текста с таким названием, которые практически не отличаются друг от друга. Но на первом из них стоит виза Нины Ивановны Королёвой (вдовы С.П. Королёва): «Против опубликования не возражаю. 22.05.1966». А вот на втором экземпляре ее (Н.И. Королёвой) виза: «Против публикации рукописи О. Апенченко в таком виде возражаю. 08.03.67». Причина такого изменения взглядов вдовы главного конструктора остается неизвестной.

В ходе работы с личным архивом Т.В. Апенченко удалось обнаружить и сопоставить несколько документов, в сумме составляющих ее дневник. Во-первых, это блокнот с рукописными записями дневникового характера. Первая дата (но не первая запись) в блокноте — 13 июля 1960 г. Через несколько месяцев записи прерываются, а возобновляются уже в 1964 г.

Последняя запись перед перерывом сделана 12 сентября 1960 г.: «В/ч 26260. Бумага, бумага, бумага! Перестраховщики». При этом в архиве есть другой документ, состоящий из двух сотен машинописных страниц. И первая запись в нем датируется

13 сентября 1960 г., т. е. на следующий день после записи в блокноте. Тематика записей остается той же: «Тринадцатое число стало последнее время для меня счастливым. Уже в который раз мне везет в этот день». Речь идет о том, что Т.В. Апенченко принимают на работу в ЦПК лаборантом. Скорее всего эти машинописные записи являются дневником за время работы в в/ч 26266. Об этом свидетельствуют и результаты внешней критики источника (машинописный текст с рукописными правками, сделанными чернилами), и результаты внутренней критики источника (фамилии сокращены, упоминаются люди, не полетевшие в космос). В новогодней записи автор желает сама себе работать каждый «за машинкой», что служит свидетельством того, что дневники были машинописными. Заканчиваются записи весной 1961 года, примерно тем же временем, что и повествование книги «Труден путь до тебя, небо». Примечательно, что в 1980-е автор публиковала несколько страниц из дневников, предварительно обработав текст: были убраны нелицеприятные характеристики некоторых людей, а в некоторых эпизодах заменены герои [7].

Тамара Апенченко была не только свидетелем начального этапа отечественной космонавтики, но и работала в организациях, сыгравших ведущую роль в развитии этой отрасли. Материалы ее личного архива могут оказаться ценными для изучения вопросов истории советской космонавтики 1960-х годов.

Литература

[1] Апенченко Ю. Кутузова — королева сенсации. Комсомольская правда, 12.04.2011, № 8, с. 5.

[2] Апенченко О. Труден путь до тебя, небо! Репортаж о подготовке космонавтов. Москва, Гос. изд-во полит. литературы, 1961, 80 с.

[3] Апенченко О., Песков В. Дорога к звездам. Репортаж из дома первого космонавта. Милкус А. Юрий Гагарин. Первый человек в космосе. Как это было. Москва, ИД «Комсомольская правда», 2021, с. 29–31.

[4] Милкус А. Юрий Гагарин. Первый человек в космосе. Как это было. Москва, ИД «Комсомольская правда», 2021, 216 с.

[5] Александров А.П. ГИРД. Группа Изучения Реактивного Движения. Москва, Машиностроение-Полет, 2020, 416 с.

[6] Апенченко О. Сергей Королёв. Когда им было двадцать. Москва, Изд-во полит. литературы, 1969, 143 с.

[7] Апенченко Т. Операция «Полотер». Фрагменты «космического дневника» репортера с автокомментариями, написанными четверть века спустя. Дружба народов, 1986, № 4, с. 198–211.

УДК 7.046.2

Миф о Дедале и Икаре в искусстве и космонавтике

Герасютин Сергей Александрович regul2006@mail.ru
редакция журнала «Земля и Вселенная»

Легенда о древнегреческом изобретателе и скульпторе Дедале, его сыне Икаре и первом полете в небе получила отражение в изобразительном и музыкально-драматическом искусствах, поэзии, драматургии, книжной иллюстрации и на почтовых марках. Образы Дедала и Икара каждый художник по-своему передавал свое видение этого мифа. Перечислены основные произведения на эту тему художников, графиков, скульпторов, поэтов и музыкантов XV–XX веков. Имена Дедала и Икара получили космические проекты, представлены характеристики космических аппаратов и программы полетов.

Ключевые слова: *миф, крылья, полет, царь, искусство, живопись, скульптура, космический аппарат, звездолет, солнечный парус*

Классическое искусство постоянно обращается к двум неисчерпаемым источникам сюжетов: Библии и греческим мифам. Миф о Дедале и его сыне Икаре — эта древнегреческая легенда стала символом для всех тех, кто опьянен успехом и полон рискованных дерзаний. Образ Икара символизирует мечту человека о полете, о стремлении ввысь. Желание летать подобно птице нашло отражение в античных легендах и мифах[1]. Со временем появились попытки реализовать этот замысел, казалось, следует сделать большие крылья и, подражая движениям птиц, подняться в воздух. Но в действительности все оказалось не так просто, как мы знаем из истории авиации, экспериментаторы часто платили за свою смелость высокую цену, подчас жизнью[2].

Вспомним, что Дедал (буквально «искусный») был внуком первого афинского царя Эрехфея и сын Метиона, жил в Афинах. Это был *изобретателем* столярных инструментов, мог решить любую инженерную задачу, был гениальным *архитектором и скульптором*: построил крепость в Камике и пропилеи (парадный вход) в храме Гефеста в Мемфисе, создал статуи Геракла в Коринфе, Аркадии и Фивах, статуи Афины в Кносе и в храме Геры, статую Афродиты на Делосе. За провинность его изгнали из Афин, он нашел приют на острове Крит у царя Миноса. Для царской семьи он сделал множество уникальных изделий, в том числе знаменитый Лабиринт во дворце царя. Дедал впал в немилость царя и решил бежать с Крита вместе со своим сыном Икаром. Покинуть остров можно было морским или воздушным путем, морем уплыть не удалось, а поскольку сказочных ковров-самолетов, тем более летательных аппаратов тогда еще не придумали, Дедал сделал из прутьев и перьев, скрепленных воском, большие крылья для перелета на родину. Дедал и Икар покинули Крит, но палящее Солнце растопило воск, перья разлетелись, Икар оставшись без крыльев падает в море и погибает. Тело Икара нашел Геракл, который его похоронил на острове, получившим название Икария, а море назвали Икарийским. Дедал же, оплакав сына, добрался до Сицилии, где жил у царя Кокала. Описанные события произошли в 1193–1183 гг. до н. э. [3, 4]

Первое упоминание о Дедале и Икаре есть в трудах древнегреческого географа Страбона (I в. до н. э.), но первоисточник мифа утерян. Эта красивая история вдохновила древнеримского поэта Публия Овидия Назона (43 г. до н. э.–17 г. н. э.) на написание в своих «Метаморфозах» в VIII книге (стих 159–262) о трагической судьбе отца и сына [5].

В те времена и в Эпоху Возрождения миф имел морализаторский характер и говорил о том, что гордыня, заносчивость, неумение соизмерять свои силы всегда заканчиваются плохо, но, ни о каком героизме и мощи разума тогда не помышляли. Рассмотрим, как воплотилась в искусстве одна из интерпретаций мифа как символическое воплощение мечты человека о полете в небе [6].

Образы Дедала и Икара в живописи каждый художник передавал свое видение этого мифа. До нас дошли немногие произведения античного искусства, воспевающие этот миф: например, изображение Икара на древнегреческой амфоре (I в. до н. э.), фрески эллинистического времени сцены «Дедал и Икар» на стене в Помпеях (40–79 гг.) и на вилле Альбани в Риме (I в.). В XIV – XV вв. миф нашел воплощение в книжной миниатюре (иллюстрации к Овидию) и в скульптуре — рельеф «Дедал привязывает крылья Икару» работы учеников Донателло 1450-х гг. Позднее и в живописи к этой теме обращались художники: Джулио Пиппи по имени Романо (ок. 1530), Андреа Сакки (1545), Себастьяно дель Пьёмбо (1547), Микеланджело да Караваджо (ок. 1590), Антонис ван Дейк (1620), Доменико Фетти (ок. 1622), Андреа Сакки (ок. 1645), Шарль Лебрен (1646), Босхарт Томас Виллебортс (1670), Доменико Пиола (ок. 1670), Жозеф-Мари Вьен (1754), Пётр Иванович Соколов (1777), Лоран Пешё (ок. 1780), Шарль Поль Ландон (1799), Бонавентура Дженелли (1840), Фредерик Лейтон (1869), Уильям Блейк Ричмонд (1887). Широко был представлен и сюжет «Падение Икара» в XVII–XVIII вв., например, в картинах Ханса Гольбейна Младшего, Карло Сарачени, Якопо Тинторетто, Питера Брейгеля Старшего, Ханса Бойля, Йооса де Момпера, Питера Пауля Рубенса, Джузеппе Чезари, Джэйкоба Питера Гоуи, Жозефа Блонделя и др. Популярны были гравюры на ту же тему Хенрика Гольциуса (1588), Хуберта Квеллинуса (ок. 1655), Мигеля де Маролеса (1676), Бернара Пикара(1700-е гг.) и др. [6, 7] В скульптуре миф показан в работах Джотто ди Бондоне «Дедал» (1334), Пауля Клодта «Смерть Икара» (1743), Антонио Кановы «Дедал и Икар» (1777–1779), Альфреда Жильбера «Икар» (1884), Огюста Родена «Падение Икара» (1895), Мэгги Ричардсона «Икар» (ок. 1910) и др. В XX в. сюжеты на тему Икара можно увидеть на картинах Карла Александра Шнайдера (1906), Люцилио де Альбукерко (1910), Сергея Соломко (1917), Анри Матисса (1947) и др. [8], а также в книжной иллюстрации и на почтовых марках 33 стран.

Миф нашел отражение в поэзии И.В. Гёте «Фауст», В.Я. Брюсова «Дедал и Икар») и драматургии — в драме Х. Эйленберга «Икар и Дедал». Среди музыкально-драматических произведений XX в. можно вспомнить балеты «Полет Икара» Игоря Маркевича (1932–1933), «Икар» Сержа Лифаря на музыку Артура Оннегера (1935) и Сергея Слонимского (три постановки в 1971, 1974 и 1976 гг.), рок-оперу Владимира Билунского «Икар» (2007) и кантату Пьера Санкана «Легенда об Икаре» (1943).

В космонавтике имена Дедала и Икара носили проекты. Один из первых детальных гипотетических технических проектов «Дедал» беспилотного межзвездного космического аппарата — звездолета разрабатывался в 1973–1977 гг. под руководством Алана Бонда группой из 11 ученых и инженеров Британского межпланетного общества (BIS). Проект предусматривал строительство на орбите Юпитера двухступенчатого звездолета размером 190×200 м и массой 3500 т (масса полезной нагрузки 450 т), снабженного импульсными термоядерными ракетными двигателями. Два двигатель первой и второй ступени обеспечат звездолету скорость в 12–13 % световой, то есть 35–40 тысяч км/с (сейчас достигнута скорость 16 км/с). В четырех ядерных реакторах мишень массой 0,001–1 г из твердого термоядерного топлива облучается высокоэнергичными (больше 1 МДж в импульсе) лазерными или электронными (ионными) лучами для достижения термоядерной реакции. Под действием облучения мишень нагревается и сжимается до уровня самоподдерживающейся термоядерной реакции. Элементы кон-

струкции аппарата, кроме камеры сгорания, предполагается изготовить из алюминиевых, титановых и никелевых сплавов. По расчетам «Дедал» должен был за 50 лет долететь до звезды Барнарда — холодного красного карлика в созвездии Змееносца, находящейся от Солнца на расстоянии 5,91 световых лет, пролететь мимо нее, собрать сведения о звезде и ее планетах и затем по радиоканалу передать результаты исследований на Землю [9]. Реальной заслугой проекта «Дедал» стало то, что он нанес серьезный удар по стереотипным представлениям о звездолетах как о чем-то необозримо далеком и сверхфантастическом. Проект «Дедал» был официально завершен в 1978 г. выпуском отчета, в котором была описана конструкция звездолета и даны научно-технические обоснования возможности его создания [10]. После этого еще в течение 10 лет проводились исследования и уточнения его характеристик. Помимо отчета во многих странах вышли сотни научных и научно-популярных публикаций [11].

Первым реализованным космическим проектом стал «Икар» (Ikaros – Interplanetary Kite-craft Accelerated by Radiation Of the Sun) — японский космический аппарат с солнечным парусом (СП) площадью 200 м^2 и массой 315 кг, созданный Японским агентством аэрокосмических исследований (JAXA). Запуск состоялся 21 мая 2010 г. с космодрома Танэгасима в качестве попутной полезной нагрузки, вместе с аппаратом «Акацуки» для исследования климата Венеры. СП изготовлен из полиамидной пленки толщиной 7,5 мкм с 4 лепестками трапециевидной формы размером 14×14 м и массой 13 кг. В лепестки вшиты солнечные батареи и рули управления. Раскрытие СП началось 3 июня 2010 г., 10 июня успешно завершилось, происходило за счет вращения вокруг оси со скоростью 20 оборотов в минуту: под силой инерции 4 грузика вытягивают лепестки. После раскрытия СП от него отделился субзонд с фотокамерой и сделал снимки развернутого паруса. В задачи аппарата входило испытания СП в целях полета перспективных аппаратов к другим планетам. Ikaros стал первым в истории космическим СП, успешно продемонстрировавшим возможность межпланетного путешествия с помощью солнечного света, он смог регулировать направление своего движения. В январе 2012 г. СП попал в тень и впал в «спячку», из-за чего эксперимент пришлось остановить. Лишь в сентябре 2012 г. JAXA удалось зафиксировать два сигнала от экспериментального космического парусника Ikaros [11].

Литература

[1] Колпинский Ю.Д. Великое наследие античной Эллады и его значение для современности. Москва, Изобразительное искусство, 1988, 160 с.

[2] Флаер С. История полета: от крыльев Икара до космических ракет. Москва, Центрполиграф, 2020, 383 с.

[3] Кун Н.А. Дедал и Икар. Мифы Древней Греции. Москва, Эксмо, 2019, с. 94–97.

[4] Словарь античности. Москва, Эллис Лак, Прогресс, 1994, 173, 223 с.

[5] Овидий П. Метаморфозы. Книга восьмая. Дедал (152–235). Санкт-Петербург, Азбука, 2019, 394 с.

[6] Брагин Л.М., ред. Миф в культуре Возрождения. Москва, Наука, 2003, 321 с.

[7] Виппер Б.Р. Введение в историческое изучение искусства. Москва, Изд-во В. Шевчук, 2015, 364 с.

[8] Батракова С.П. Искусство и миф: из истории живописи XX века. Москва, Наука, 2002, 213 с.

[9] Bellows A. The Daedalus Starship. London, 2006, 110 p.

[10] Bond A. et al. Project Daedalus Study Group. The Final Report on the BIS Starship Study, JBIS Interstellar Studies, 1978, 192 p.

[11] Каку М. Будущее человечества: колонизация Марса, путешествия к звездам и обретение бессмертия. Москва, Альпина нон-фикшн, 2019, с. 202–213.

УДК 004.428.4 629.78

Ракетно-космические адреса России — комплексный интерактивно-информационный проект

Кузнецов Михаил Иванович kmikmi@mail.ru
Союз развития наукоградов

Рассмотрена история, опыт и возможности формирования информационного пространства в области развития ракетно-космической науки, техники и технологий в историческом, территориальном, биографическом (персоналий и объектов), продуктовом и других аспектах. Представлены результаты развития этих работ. Показаны направления развития навигационных материалов как в книжно-издательском варианте, так и в интерактивных формах с учетом современных тенденций развития информационных технологий. Результаты реализации проекта могут быть использованы при изучении истории ракетно-космической отрасли, сохранения ее наследия, популяризации знаний и пропаганды достижений.

Ключевые слова: *ракетно-космические адреса, персоналии, навигация, информационные технологии*

Одним из промежуточных итогов работы по комплексу вопросов изучения истории развития ракетно-космической отрасли, сохранения ее наследия, популяризации знаний и пропаганды достижений в области ракетно-космической науки и техники было создание Федерацией космонавтики России, Московским государственным институтом индустрии туризма им. Ю.А. Сенкевича и Союзом развития наукоградов «Навигатора по космическим адресам Московского региона» [1].

Дальнейшая работа в этом направлении, опыт использования «Навигатора» и отзывы научной и культурной общественности показали возможности и потенциал его расширения, углубления и уточнения. Основным направлением стало системное формирования информационного, адресного и картографического пространства ракетно-космической науки, техники и технологий в историческом, территориальном, биографическом (персоналий и объектов), продуктовом и других аспектах.

Так, нами были дополнительно выявлены, уточнены и идентифицированы места, связанные с жизнедеятельностью основоположников космической эры (в том числе места их учебы, работы и, в качестве отдельного информационного блока, ракетно-космические наукограды, где находились (находятся) организации и предприятия, в которых разрабатывались, изготавливались и испытывались ракетно-космические комплексы и системы и в которых жили ведущие ученые, конструкторы, испытатели и организаторы отрасли).

Существенно расширена и уточнена информация о местах проживания, научной, образовательной, общественной и популяризаторской деятельности Ф.А. Цандера, С.П. Королева, Ю.А. Победоносцева и других в Московском регионе.

Найдены и идентифицированы места:

- первичного расположения (и частично сохранившиеся корпуса) эвакуированного из Риги авиационного завода «Мотор», на котором Цандер работал с 1919 г.;

- дом вблизи Даниловского кладбища, где он проживал до женитьбы (дом сохранился);
- проведения организационных заседаний в 1924 г. и работы Общества изучения межпланетных сообщений, руководителем научно-исследовательской секции которого он был;
- проведения испытаний и экспериментальных исследований двигателя ОР-1 в только что образованном Институте авиационного моторостроения на территории ЦАГИ в помещении бывшей церкви (кирхе) святого Михаила, на некоторых из которых присутствовали С.П. Королев и Ю.А. Победоносцев [2–3].

Выявлены, уточнены, идентифицированы и систематизированы места учебы, работы, проживания, научной, образовательной, общественной деятельности С.П. Королева и другие биографические аспекты. По существу составлена адресная картография мест жизнедеятельности Сергея Павловича в Московском регионе.

Так, уточнены и идентифицированы места:

- учебы, как основной (аэромеханическое отделение МВТУ), так и дополнительной (лаборатории ЦАГИ, Московская планерная школа, Аэродинамический кружок имени Н.Е. Жуковского, школа летчиков и др.);
- проживания в городах Москве (Александровская, ныне ул. Октябрьская, д. 38; ул. Конюшковская д. 28, 1-я Останскинская ул., д. 28) и Московской области (Калининград – ныне Королев: ул. Карла Либкнехта 4; дача в Барвихе);
- работы на предприятиях региона в студенческий период (заводы: Авиационный № 22 в Филях, завод № 28 и КБ Поля Ришара в Столярном переулке на Красной Пресне, завод № 39 им. Менжинского) и после окончания МВТУ, в том числе в заключении (в Москве, Калининграде, ныне Королеве);
- встреч с Ф.А. Цандером в «догирдовский» период (аэродром ОСОАВИАХИМА, место проведения испытаний двигателя ОР-1 в Институте авиационного моторостроения на территории ЦАГИ в помещении бывшей евангелическо-лютеранской церкви (кирхе) святого Михаила [4], работы в ГИРД и РНИИ;
- проведения испытаний ракетной техники (полигон в Нахабино, бывший Софринский полигон в Красноармейске, филиал № 2 НИИ-88, позднее НИИ-229 в п. Новостройка ныне ФКП «НИЦ РКП» в Пересвете)
- музеи и демонстрационные залы в Королеве, Нахабино, Пересвете, Красноармейске, где представлены экспозиции и материалы, связанные с жизнью и деятельностью С.П. Королева, фрагменты рабочих мест, кабинета и т. п.;
- больничные комплексы (1-я Градская, кремлевская больница на ул. Грановского);
- памятные (мемориальные) места: памятники, памятные предметы, мемориальные доски, названия в Москве, Нахабино, Королеве, Пересвете, Звездном городке и др.

Продолжена работа по формированию информационной базы для Виртуального музея. В нем, наряду с уже отмеченными памятными местами, будут представлены корпоративные музеи, музеи, выставочные и демонстрационные залы предприятий космической и смежных отраслей, образовательных, научных и др. организаций (может быть, предприятия и т. п., в которых музеи и т. д.). Их расположение, контакты, обзор экспозиций и представление наиболее значимых и интересных экспонатов. Будет информационный блок государственных и муниципальных музеев (музеи ракетно-космического профиля или имеющие значимые коллекции и экспозиции такой направленности) с информацией об их расположении, контактах, наиболее значимых экспонатах. Предполагается и представление обсерваторий, планетариев, отдельных

установок, телескопов, памятных мест, архивов, памятников, мемориальных досок, «космических» городов, улиц, площадей и т. п.

В рамках этой работы мы начали взаимодействие с кафедрой «Системы обработки информации и управления» МГТУ им. Н.Э. Баумана, поскольку для общей архитектуры проекта и его эффективного представления в интернете важны интерактивные формы визуализации накопленной информации и представления материалов с учетом современных тенденций развития информационных технологий.

Важной составляющей является комплексная база данных и ее использование в качестве приложения «Энциклопедия». Здесь будут представлены персоналии, объекты, артефакты ракетно-космической техники (РКТ), исторические новеллы, биографии персоналий и объектов, сюжеты, справки и т. д. и т. п. Режим «энциклопедии» даст возможность получать информацию об артефактах (образцах РКТ) в «режиме» энциклопедии, а также проводить комплексирование информации о предметах по различным основаниям и признакам (местам размещения, разработчикам и производителям, периодам и времени создания, типам образцов РКТ и др.)

Цифровизация «Навигатора» позволит существенно расширить и сделать удобной маршрутизацию «ракетно-космической дороги» с учетом обширной базы данных объектов, разнообразия их территориального расположения [5] и диалогового режима, удобного пользователю.

Литература

[1] Хаванов А.В. Навигатор по космическим адресам Московского региона. Москва, Ключ-С, 2017, 128 с.

[2] Кузнецов М.И. Ракетно-космические адреса Московского региона. Цандер. 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. 19–20.

[3] Кузнецов М.И. «Ракетно-космические» адреса взаимодействия Цандера, Королёва, Победоносцева в окрестностях МВТУ – МММИ. XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, т. 1, с. 17–18.

[4] Нарский А.Р. Кирха святого Михаила в Москве как памятник культуры и истории техники. События 1918–1932 гг.: по материалам первоисточников. Москва, Полиграф сервис, 2016, 136 с.

[5] Кузнецов М.И. Молодежные образовательно-исследовательские экспедиции в наукограды России. История техники и музейное дело. Матер. IX Междунар. науч.-практич. конф.: сб. Москва, ИИЕТ РАН, 2016, вып. 8, с. 406–411.

УДК 14.141

Иммортализм и интерпланетаризм в философском и художественном космизме

Гачева Анастасия Георгиевна a-gacheva@yandex.ru
Институт мировой литературы имени А.М. Горького РАН

В философии русского космизма, утверждающей активно-творческий характер человеческой деятельности в природе и истории, выдвигаются задачи регуляции Вселенной и победы над смертью. Показано, как единство иммортализтического и космократического дискурсов проявляется у ведущих представителей плеяды космизма – Н.Ф. Федорова, К.Э. Циолковского, А.В. Сухово-Кобылина, а также в художественном космизме В.Я. Брюсова, пролетарских и новокрестьянских поэтов, деятелей биокосмизма, фантастов А.Р. Беляева и И.А. Ефремова.

Ключевые слова: *философия русского космизма, иммортализм, Интерпланетаризм, биокосмизм, научная фантастика, художественный космизм*

Характерной чертой проектирования будущего в философии русского космизма является единство иммортализтического и космократического идеалов. Родоначальник русского космизма Н.Ф. Федоров говорил о необходимости преодоления двух фундаментальных ограниченностей человека — ограниченности в пространстве и ограниченности во времени — и выдвинул масштабный проект регуляции мира, предполагающий глобальное управление земными и космическими процессами, воскрешение всех когда-либо живших, преображение человеческого организма, который обретет качество «полноорганности», способность свободно перемещаться в пространстве, жить в разных средах, т.е. достигнет «всемирности, последовательного вездесущия» [1, с. 301].

Родоначальник теоретической космонавтики и создатель космической философии К.Э. Циолковский, формулируя цели освоения космоса, включал в них и перспективы преодоления смерти. В своих научно-фантастических произведениях и философских брошюрах он дал пример не только социально-космического, но и антропологического проектирования, подчеркивая, что человек, живущий и действующий в масштабах Вселенной, должен преобразовать свой организм: устранить тяжесть, обрести способность летания, перейти на автотрофный тип питания, что создаст человеку потенциальную возможность бессмертия.

О космической экспансии человечества, неразрывной с движением к бессмертию, размышлял и современник Федорова и Циолковского, драматург А.В. Сухово-Кобылин. В своем «Учении Всемир» он, следуя гегелевской триаде, он представил три стадии развития человеческого рода: от земной, теллурической, стадии, когда деятельность человечества ограничена лишь планетой Земля, к солнечной, солярной, когда оно осваивает ближний Космос, и наконец, к звездной, сидерической, на которой и возникает явление «всемирного человечества»: «вся тотальность миров, человечеством обитаемых во всей бесконечности Вселенной» [2, с. 52]. Необходимым условием этого «универсального единства» является одухотворение человека, преображение его физического организма: «человек теллурический» должен стать «человеком летающим» [2, с. 55], обрести «качество бессмертия» [цит. по: 3, с. 185].

Космисты-ученые Н.А. Умов и В.И. Вернадский, выдвигавшие идею антиэнтропийной сущности жизни и деятельности человечества, также соединяли перспективы космической деятельности человечества и победы над временем. Н.А. Умов полагал основной вектор развития научного знания в обретении «власти человека над энергией, временем и пространством» [4, с. 117]. В.И. Вернадский среди ноосферных задач называл необходимость «продления жизни, ослабления болезней для всего человечества» [5, с. 283], подчеркивая, что процесс преобразования человеческого тела и мозга приведет к тому, что человек будущего «выйдет за пределы планеты» [цит. по: 6, с. 279]. О перспективах космической деятельности, неразрывно связанных с продлением человеческой жизни, с переходом от homo sapiens к homo immortalis, во второй половине 1960-х годов, в период «бури и натиска» первого десятилетия отечественной и мировой космонавтики, писал биолог В.Ф. Купревич.

В традиции русского художественного космизма, устойчиво связанного с футурологической проблематикой, представления о космическом будущем человечества включали в себя и веру в преодоление смерти. В.Я. Брюсов, подхватывает федоровский образ Земли как космического корабля, экипажем которого является внутренне растущее, преображающее себя человечество, несущее другим планетам «Благовестье маленькой Земли» («Хвала Человеку», 1906; «Детские упования», 1914 и др.). В его поэзию входят темы регуляции природы, преодоления смерти и времени творческой активностью личности, усилиями научного знания. А в поэзии первых лет Революции, которая была воспринята многими представителями российской культуры не просто как социальный сдвиг, а как «начало *онтологического* переворота» [7, с. 297], движущего человечество к новым вселенским рубежам, звучали мотивы преобразования планеты, выхода в космические пространства, освобождения от ига смерти. И пролетарские поэты В. Кириллов и М. Герасимов, Г. Санников и И. Филипченко, и новокрестьянские поэты Н. Клюев и С. Есенин были едины в своих планетарно-космических чаяниях, и образ «вселенского Труда», призванного «реорганизовать вселенную в интересах человека, организовать борьбу с косной материей» [8], неразрывно соединялся у них с образом «пира бессмертия».

Победу над пространством и временем, интерпланетаризм и иммортализм, провозгласили в качестве лозунга будущего представители движения биокосмизма, лидеры которого — поэт-анархист А. Святогор (Агиенко), поэт и писатель А. Ярославский, поэт и публицист П.И. Иваницкий — интересовались идеями Федорова, хотя и перестраивали их на новый лад в соответствии с «динамизмом» эпохи. Подчеркивая, что в основании личности лежит «инстинкт бессмертия, жажда вечной жизни и творчества», они призывали к воскрешению всех прежде живших, подчеркивая, что на просторах вселенной «найдется достаточно места для всех» [9, с. 410], и, воскрешая античный образ аргонавтов, плывших за золотым руном, называли себя «аргонавтами Бессмертия».

Единство космических и имморталистических мотивов характерно и для философов-космистов 1920–1930-х годов А.К. Горского, Н.А. Сетницкого, В.Н. Муравьева, выдвигавших идеи «организации мировоздействия», «культуры будущего», ведущей к «космократии» и «пантократии» человечества, и для представителей научной фантастики, миросозерцание которых формировалось под влиянием идей космизма, прежде всего А.Р. Беляева и И.А. Ефремова, в романах которых стремление человечества «пробиться через пространство» неразрывно от стремления победить смерть.

Литература

[1] Федоров Н.Ф. Сочинения. В 4 т. Т. 1. Москва, Издат. группа «Прогресс», 1995, 518 с.

[2] Сухово-Кобылин А.В. Философия духа или социология (учение Всемира). Русский космизм: Антология философской мысли. Москва, Педагогика-пресс, 1993, с. 52–63.

[3] Старосельская Н.Д. Сухово-Кобылин. Москва, Молодая гвардия, 2003, 318 с.

[4] Умов Н.А. Роль человека в познаваемом им мире. Русский космизм: Антология философской мысли. Москва, Педагогика-пресс, 1993, с. 114–128.

[5] Вернадский В.И. Научная мысль как планетное явление. Москва, Наука, 1991, 271 с.

[6] Мочалов И.И. В.И. Вернадский. Москва, Наука, 1982, 488 с.

[7] Семенова С.Г. Идея преображения мира и ее метаморфозы в послеоктябрьской поэзии. Русская литература XIX-XX вв.: От поэтики к миропониманию. Москва, Академический проект; Парадигма, 2016, с. 297–323.

[8] Филипченко И. О творческом материале. Красный журналист, 1920, 1 авг.

[9] Гачева А. Русский космизм в идеях и лицах. Москва, Академический проект, 2019, 431 с.

УДК 069

Научно-техническое сотрудничество Келдыша и Королёва (по материалам Кабинета-музея академика М.В. Келдыша)

Афендикова Надежда Геннадьевна keldysh111@gmail.com
Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша

В Кабинете-музее академика М.В. Келдыша хранятся подлинные документы начала космической эры. Представляется интересным провести экскурсию о творческом сотрудничестве М.В. Келдыша с С.П. Королёвым, опираясь на эти документы и другие экспонаты музея. Тем самым наглядно показать, как Келдыш стал Главным теоретиком космонавтики. Также можно доказать незаменимый вклад Келдыша в создание ракетно-ядерного щита страны. Ведь не секрет, что в историческом сознании многих наших сограждан присутствуют «Три К» и, если о достижениях Королёва и Курчатова имеется представление, то о вкладе Келдыша известно немногим.

Ключевые слова: *главный теоретик космонавтики, С.П. Королёв, создатели ракетно-ядерного щита, отделение прикладной математики*

Среди музеев космонавтики выделяется кабинет-музей академика М.В.Келдыша. В первую очередь тем, что вклад академика М.В. Келдыша в развитие отечественной науки и техники огромен и разнообразен: он — известный математик и механик — участвовал в создании термоядерного щита страны, в запуске первого искусственного спутника Земли, в подготовке первого полета человека в космос и очень много сделал для развития отечественной науки на посту президента Академии наук. Поэтому практически невозможно во время экскурсии рассказать полностью о его жизни и достижениях. Поставим себе цель рассказать о начале творческого содружества Главного конструктора С.П. Королёва с Главным теоретиком космонавтики М.В. Келдышем, основываясь на экспонатах, подлинных документах, на самой атмосфере музея.

В нашем историческом сознании навсегда впечатано, что «Три К» — Королёв, Курчатов, Келдыш — создатели ядерного щита страны. При этом есть знание о роли Королева и Курчатова в этой работе, а о вот что сделал Келдыш, для многих наших современников остается неясным. Как физикам был рекомендован Келдыш как математик, способный обеспечить вычислительную часть Атомного проекта [1], так и Королев обратился к Келдышу, как к известному математику и механику за консультациями. Как мы расскажем дальше, сотрудничество Келдыша и Королева вышло далеко за рамки первоначальных встреч. Это сотрудничество выражалось и в совместной работе коллективов, которые они возглавляли. Первую встречу Келдыша и Королева описывают Черток [2, с. 457], В.П.Мишин [3, с. 240], Я. Голованов [4, с. 203–204], как знаковое событие в жизни обоих. К тому времени Келдыш уже год как работал начальником НИИ-1 (приемник знаменитого ГИРДа), перед которым были поставлены задачи создания теоретических основ ракетостроения. Институт должен был стать головным по ЖРД и СПВРД. А у Королева в это время завершился отстрел восстановленных Фау-2 в Капустином Яре, а в 1948 году начнутся пуски Р-1 — «улучшенной» копии немецкой ракеты. Идет работа над следующими по дальности ракетами Р-2 и Р-3. При работе над этими проектами потребовалась помощь Келдыша и со-

трудников возглавляемого им отдела механики МИАН. Творческое содружество Келдыша с Королевым началось именно в те годы. Келдыш присутствовал на заседаниях, посвященных защитам эскизных проектов ракет — Р-1, Р-2, Р-3. и т. д.

Вспоминая Келдыша, очень многие отмечали, как быстро он вникал в самую суть обсуждаемой проблемы, мог найти главное и отбросить все несущественное. Келдыш неоднократно становился председателем научно-технических экспертных комиссий по рассмотрению проделанных работ по темам, инициированных ОКБ-1 [5, с. 142–145]. В отделе механики МИАН работал Д.Е. Охоцимский, который со студенческих лет был увлечен задачей о максимальном подъеме ракеты. Он написал в своих воспоминаниях [6, с. 298], что в 1948 году «возникла ракетная тематика, возник Королёв и тема Н1-Н3, к которой Келдыш меня подключил». Уже в 1949 году под руководством Келдыша Охоцимский выпустил отчет «Внешняя баллистика управляемых ракет дальнего действия». Этот отчет и следующие упоминаемые в рассказе отчеты находятся в экспозиции музея и доступны для просмотра. В 1950 году под руководством Келдыша Охоцимский выполнил работу «Влияние подвижности жидкости в баках на момент инерции жидкостной ракеты», которая пригодилась при летных испытаниях ракеты Р-2. По теме Н3 — «Разработка многоступенчатой ракеты на межконтинентальную дальность» перед коллективом сотрудников, возглавляемых Келдышем, была поставлена задача — провести сравнительный анализ баллистических возможностей различных схем составных ракет с точки зрения получения наилучших летных характеристик. По этой теме в 1951 году был выпущен отчет «Баллистические возможности составных ракет», материалы которого были использованы Королёвым впоследствии при конструировании ракеты Р-7 [5, с. 39–140].

Научные и технические задачи, решавшиеся под руководством Келдыша, способствовали созданию ракетной техники и освоения космического пространства. В космос могли привести ракеты дальнего действия. Тому, что это прекрасно понимал С.П. Королёв, есть многочисленные подтверждения в воспоминаниях его коллег и родных, но, конечно, он публично не высказывался на эту тему в начале своей деятельности. Первоочередной задачей являлось создание межконтинентальных баллистических ракет, способных нести ядерный боезаряд. Известно, что М.К. Тихонравов с 1948 года выступал с идеей о возможности запуска ИСЗ. Далеко не сразу он встретил понимание. Поддержку он нашел у Королёва и у сотрудников Келдыша Охоцимского и Энеева [6], обсуждавшие с ним вопросы, связанные с выведением спутника и о спуске с орбиты. 14 февраля 1954 г. М.В. Келдыш и С.П. Королёв организовали в Отделении прикладной математики МИАН (ОПМ) совещание, на которое были приглашены известные ученые, работающие в разных областях науки. Присутствовали сотрудники Келдыша и Тихонравова. Королёв кратко изложил перспективы создания ИСЗ.

На совещании обсуждались примерные сроки и технические вопросы запуска первого искусственного спутника Земли, научные проблемы, которые предполагалось решить с помощью аппаратуры на ИСЗ. Вспомним, что до первых летных испытаний легендарной МБР Р-7 было еще более трех лет. Тем не менее С.П. Королёв был уверен, что ракета, способная вывести спутник на орбиту, будет сделана. Но, как показывает совещание в ОПМ, С.П. Королёву была нужна поддержка Академии наук, и он ее получил. Итогом этого совещания явился документ, известный как докладная записка Тихонравова «Об искусственном спутнике Земли», второй экземпляр которой находится в нашем музее. Эту записку приложил к своему письму С.П. Королёв, обращаясь в правительство в мае 1954 года. В том письме Королёв поставил вопрос о начале

практических работ по созданию ИСЗ. А уже в следующем году Келдыш возглавил специальную комиссию Академии наук по ИСЗ.

Перед запуском первого спутника начались работы по обеспечению слежения за полетами космических аппаратов и прогнозирования их орбит. Сотрудники Келдыша в ОПМ впервые разработали методику определения орбит с помощью ЭВМ, в частности на «Стреле» — первой серийной машиной в СССР. Был создан баллистический центр. В музее представлены отчеты по этой теме. Выделим отчет 1956 года о попадании в Луну. О лунной программе Королёв заговорил на собранном им совещании до запуска второго спутника [2, с. 420]. Присутствовали известные ученые, соратники, в том числе и Келдыш, известные астрономы. Б.Е. Черток написал «Самое большое взаимопонимание между Келдышем и Королёвым пришлось на эпоху первых лунных аппаратов» [2, с. 427].

Наличие в музее большого глобуса Луны дает повод рассказать о большой совместной работе Главного конструктора и Главного теоретика в осуществлении программы исследования Луны Надеемся, что указанные в рассказе экспонаты музея дают представление о творческом содружестве Келдыша и Королёва.

Литература

[1] Афендикова Н.Г. Руководитель работ по математическому моделированию в атомном проекте. К 100-летию со дня рождения академика М.В. Келдыша. Вестник РАН, 2021, т. 91, № 2, с. 100–104.

[2] Черток Б.Е. Ракеты и люди. Москва. Подлипки – Капустин Яр – Тюратам. Москва, Изд-во «РТСофт» МГОУ, 2006, 656 с.

[3] Келдыш М.В. Творческий портрет по воспоминаниям современников. Москва, Наука, 2002, 398 с.

[4] Голованов Я.К. Королёв: факты и мифы. Т. 2. Москва, Фонд «Русские витязи», 2007, 704 с.

[5] Келдыш М.В. Избранные труды. Ракетная техника и космонавтика. Москва, Наука, 1988, 491 с.

УДК 7.05

Техническая иллюстрация в ракетно-космической отрасли

Бехтин Александр Александрович littzech@yandex.ru
Филиал АО «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» – НИИ СК
Ксензов Леонид Игоревич L.Ksenzov@russian.space
Филиал АО «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» – НИИ СК

Дано определение термину «иллюстрация». Все иллюстрации условно подразделены на два вида: художественно-образные и технические. Приведена краткая характеристика и указана область применения каждого из них. Для дальнейшего рассмотрения выбрана техническая иллюстрация и ее применение в ракетно-космической отрасли. Для примера приведены отечественные и зарубежные работы. Они следуют в хронологическом порядке и снабжены кратким описанием: где, кем, когда, для кого и зачем были созданы. Показано разнообразие задач отрасли, которые решает или помогает решать техническая иллюстрация. Отмечена роль технической иллюстрации в создании ракетно-космической техники, сформулированы перспективы применения ее при различных разработках. Это интересная, творческая работа, которая приносит пользу как исполнителям, так и отрасли в целом.

Ключевые слова: *космическая техника, ракетно-космическая отрасль, техническая иллюстрация, художник, инженер*

Слово «иллюстрация» происходит от латинского слова *illustratio* — освещение, пояснение. Иллюстрация — это наглядное прикладное изображение [1]. Она всегда сопровождает некоторый текст, облегчает его понимание и без него не существует. Этим она отличается от картины — самостоятельного произведения, которому текст не требуется.

Иллюстрации встречаются повсюду, где есть текст: в книгах, фильмах, электронных презентациях и т. д. Все иллюстрации условно делятся на два вида: художественно-образные и технические [2, 3]. Художественно-образные иллюстрации раскрывают и передают художественные образы, а технические иллюстрации облегчают понимание научно-технической информации. Хотя роль художественной иллюстрации в развитии техники неоспорима, в этой статье речь пойдет о технической иллюстрации [2].

Следует отличать техническую иллюстрацию от чертежа. Чертеж к иллюстрациям не относится — это конструкторский документ, выполненный по строгим правилам [1]. В России это комплекс государственных стандартов ЕСКД. Техническая иллюстрация таких жестких рамок не имеет — правила в ней условны и носят рекомендательный характер. Частное проявление технической иллюстрации — технический рисунок [3]. Это графическое изображение объекта, выполненное от руки или другими способами, достаточно наглядное, чтобы верно раскрыть техническую идею, конструкцию объекта. Помимо технического рисунка к технической иллюстрации относится информационная графика (диаграммы, схемы и пр.), карты. Деление на подвиды в технической иллюстрации условное. Комбинирование подвидов размывает границы между ними. Например, синоптические карты — географические карты с нанесенными на них метеоданными — это смесь информационной графики и картографии.

Рассмотрим применение технической иллюстрации в ракетно-космической отрасли.

В 1935 г. Константин Циолковский составил «Альбом космических путешествий» [4]. Это рукопись с иллюстрациями автора, в которой он предсказывал будущее освоение космоса человеком. На одной из иллюстраций показан принцип действия шлюза для выхода космонавта в открытый космос, на другой — проект обитаемой космической станции. Космонавты изображены в состоянии невесомости — так, как мы привыкли видеть их на МКС. Изображения просты, понятны и прекрасно визуализируют текст технического описания.

В 1952 году американский художник Фред Фриман создает иллюстрацию к статье Вилли Лея Station in space («Станция в космосе») в журнале Collier's. Содержание иллюстрации определяется текстом статьи. Сложную конструкцию станции Фред Фриман представляет понятной и легко читаемой с помощью разрезов и грамотно подобранных цветов. Внутри и снаружи станции изображены космонавты — они помогают оценить ее геометрические размеры.

С 1963 г. в ОКБ-1 Сергея Королёва работает художник-архитектор Галина Балашова. Почти 30 лет она занимается дизайном интерьеров советских космических кораблей и станций. До первой выставки в 2000 году ее работы были засекречены. Это детализированные изображения целых отсеков и отдельных предметов. Иллюстрации выполнены от руки, содержат разрезы, варианты компоновок пространства и цветовых решений. Текст присутствует не явно, а в виде технических заданий и другой конструкторской документации. Галина Балашова — это пример, когда художник становится соавтором разработчиков изделия х5б 6ъ.

В 1967 г., за два года до первой высадки на Луне, NASA издает плакат Journey to the Moon (Путешествие на Луну) из серии NASA facts. Иллюстрации и текст на плакате рассказывают о полете пилотируемого корабля к Луне. Представлены траектории полета корабля около Луны, ключевые маневры и этапы миссии от старта ракеты «Сатурн» до возвращения корабля на Землю. Плакат использовался как учебное пособие в американских школах.

В 1979 г. киностудия Министерства обороны СССР выпускает фильм «Разгерметизация станции» для ограниченного круга лиц [7]. Это первый фильм из учебного киноцикла «Действия экипажа станции в нештатных ситуациях». Он весь состоит из технических иллюстраций: схем станции, моделирования нештатных ситуаций и алгоритмов действия в них. Техническая иллюстрация представлена видеорядом, а текст озвучивает диктор. По такому принципу строится большинство учебных фильмов.

В 2003 г. студент Дэниел Маас создает компьютерную анимацию к проекту NASA MER (Mars exploration rovers). Заказчик работы — лаборатория реактивного движения (JPL) — предоставляет Дэниелу необходимые чертежи для создания точных моделей марсоходов [8]. Работой руководит ведущий исследователь проекта — Стив Скваерс. В 2004 г. расширенная версия работы вошла в документальный фильм Mars: Dead or alive («Марс: живой или мертвый») компании PBS. За эту работу Дэниел был номинирован на премию Эмми в 2005 г. В 2006 г. компания Дисней дорабатывает иллюстрацию для своего фильма Roving Mars («Катание по Марсу»), а Дэниела указывает в титрах как ведущего художника. Так техническая иллюстрация выходит на большие экраны и приносит известность своему автору.

Далее следуют примеры из собственного опыта работы в ракетно-космической отрасли.

В 2016 г. студия Роскосмоса создает компьютерную анимацию «Союз МС. 9 минут до космоса» [9]. В ней изображена циклограмма полета ракеты от 60-й секунды до

отстыковки пилотируемого корабля. Работа включена в трансляцию запуска первого пилотируемого корабля новой серии. Изображение полета ракеты дополнено параметрами — скоростью, высотой, дальностью, перегрузкой — и временной шкалой, по которой можно следить за отделением ступеней. Текст присутствует в виде докладов экипажа и пускового расчета.

В 2022 г. АО «ЦЭНКИ» создает компьютерную анимацию о строительстве стартового сооружения СК «Амур» на космодроме «Восточный» [10]. Показаны этапы строительства, состав сооружения и характеристики кабель-заправочной башни. Иллюстрация предназначена для докладов на конференциях, оформления выставок, презентаций на деловых встречах с руководством предприятия и т. д.

На январь 2023 г. запланировано изготовить новую передвижную холодильную установку для стартового комплекса «Союз» на космодроме Байконур. Установка должна гармонично вписаться в существующий стартовый комплекс. Филиал АО «ЦЭНКИ» — НИИ СК им. В.П. Бармина работает над внешним видом железнодорожного агрегата и представляет несколько вариантов в форме иллюстраций. На них изображена сама установка, стартовое сооружение и степной пейзаж. Изображения наглядны и позволяют быстро оценить тот или иной вариант внешнего вида установки еще до начала ее изготовления.

Данный материал показывает, что техническая иллюстрация востребована в ракетно-космической отрасли. Она может использоваться на всех этапах разработки космической техники, начиная от эскизного проектирования и заканчивая испытаниями. Ее применение увеличивает скорость и эффективность работы над сложными проектами, улучшает взаимодействие разработчиков, изготовителей и заказчиков отрасли. В перспективе художники с техническим образованием должны стать неотъемлемой частью коллективов, разрабатывающих ракетно-космическую технику.

Литература

[1] Атабеков Н.А. Словарь-справочник иллюстратора научно-технической книги. Москва, Книга, 1974.

[2] Минаков А. Техническая иллюстрация как она есть. Ч. 1. Виды технической иллюстрации. Техническая иллюстрация. URL: http://technical-illustration.ru/2011/02/probnaya-zapis/ (дата обращения 22.11.2022).

[3] Константинов А.В. Технический рисунок. Москва, Владос, 2019.

[4] Циолковский К.Э., ред. Работкевич А.В., сост. Осипова Н.М. Альбом космических путешествий. Москва, Архив РАН, 2021.

[5] Мойзер Ф. Галина Балашова. Архитектор советской космической программы. Берлин, DOM Publishers, 2018.

[6] Иванов Д. Небесный архитектор. Работы Галины Балашовой, участвовавшей в создании четырех поколений космических аппаратов. N + 1. URL: https://nplus1.ru/material/2018/05/30/balashova-designer (дата обращения 22.11.2022).

[7] Учебный киноцикл «Действия экипажа станции в нештатных ситуациях». Фильм 1. Разгерметизация станции. Москва, Киностудия Министерства обороны СССР, 1979.

[8] Maas D. Gallery: Mars exploration rovers. Maas digital. Available at: https://www.maasdigital.com/gallery.html (accessed November 22, 2022).

[9] Роскосмос ТВ. Союз МС. 9 минут до космоса. Youtube Ru. URL: https://youtu.be/UNlglX8IiFo?t=85 (дата обращения 22.11.2022).

[10] АО «ЦЭНКИ». Космодром Восточный – космодром будущего. Youtube Ru. URL: https://youtu.be/CMKz4n2oHFM (дата обращения 22.11.2022).

УДК 551.507.362.7

Внеземная архитектура. Идеи первых лет освоения космического пространства. Проект 1963–1964 гг.

Мельникова Ольга Игоревна olg-melnikova@yandex.ru
МБУДО «Дом юных техников», г. Королёв

Рассмотрены архитектурные решения для создания долговременных орбитальных станций или лунных баз в первые годы освоения космического пространства. Такое проектирование осуществлялось в период 1963–1964 гг. в тесном взаимодействии с Институтом авиационной медицины МО СССР. Проектированием занималась группа молодых архитекторов, включающая Льва Николаевича Лавренова, соавтора монумента «В космос», установленного на территории Краснознаменной военно-воздушной академии в Монино.

Ключевые слова: *архитектура, лунная база, долговременные космические полеты, космическая станция, космическая архитектура*

Данная история началась в 1961 году после полета Юрия Алексеевича Гагарина. Скульптор Григорий Постников создал скульптуру в материале «В космос», фотография которой была впервые опубликована в газете «Правда» в октябре 1961 года.

В марте-апреле 1962 года модель скульптуры экспонировалась на Всесоюзном открытом конкурсе на лучший проект монумента «В ознаменование выдающейся победы советской науки и техники в освоении космического пространства и первых героических полетов советских космонавтов». Скульптура была замечена и оценена Маршалом авиации Степаном Акимовичем Красовским, начальником Военно-воздушной Краснознаменной академии в Монино. По предложению С.А. Красовского ее решено было установить на территории Академии на площади перед Гарнизонным Домом офицеров. Для создания постамента и оформления окружающего пространства был приглашен молодой архитектор Лев Николаевич Лавренов.

В 1962 году скульптура была установлена, 25 октября 1962 года состоялся торжественный митинг — официальное открытие монумента. На митинге присутствовали первые космонавты Ю.А. Гагарин, А.Г. Николаев и П.Р. Попович, которые оставили свои автографы на постаменте. На митинге также присутствовал другие офицеры из отряда космонавтов, только готовящиеся к полету.

Г.С. Титов посетил Монино позднее и также расписался на памятнике. Между Титовым и Лавреновым завязалась искренняя дружба, что привело к знакомству архитектора с Олегом Георгиевичем Газенко, в то время работавшим в Институте авиационной медицины Министерства обороны СССР [1–3].

Несмотря на самое начало освоение околоземного пространства, советские специалисты — конструкторы, инженеры, архитекторы начали прорабатывать решения для безопасного и комфортного проживания и работы человека на других планетах или долговременных космических станциях. Такие проработки шли в тесном контакте со специалистами Института Авиационной медицины МО СССР.

Необходимо было решить вопросы искусственной гравитации, радиационной и метеоритной защиты, обеспечения воздухом, питанием, оказания медицинской помощи в условиях изоляции, и т. д. Ряд вопросов прорабатывался коллективом молодых архитекторов, в который вошел и Л.Н. Лавренов [4]. В результате в 10 номере журнала «Наука и жизнь» за 1964 год была опубликована статья «Архитектура в космосе» [4]. Со времени первого полета человека в космос прошло всего 3 года, однако авторы предлагают революционные решения для создания внеземных баз человечества. В статье [4] описываются различные конструкции станций, лунных поселений и лабораторий. Интересны предлагаемые решения именно с точки зрения профессиональных архитекторов, ведь до них еще никто и никогда в истории человечества не занимался проектированием городов в невесомости или на других космических телах.

Со временем постепенно накапливался опыт работы космонавтов на околоземных станциях, проводились многочисленные эксперименты и исследования. К сожалению, идея внеземных городов не была реализована. Однако для исследователей истории космонавтики несомненный интерес представляют и первые архитектурные предложения советских архитекторов и инженеров на заре освоения космического пространства. Не исключено, что какие-то наработки и идеи будут востребованы в будущем, когда человечество сумеет вернуться к идее освоение Луны и других планет Солнечной системы. А статью в журнале «Наука и жизнь» можно считать одной их первых в дисциплине «Внеземная архитектура».

Литература

[1] Челомей В.Н. Избранные труды. Москва, Машиностроение, 1989, 336 с.

[2] Газенко О.Г. Человечество и Космос. Москва, Наука, 1987, 272 с.

[3] Черток Б.Е. Ракеты и люди. Лунная гонка. Москва, Машиностроение, 1999, 576 с.

[4] Зайончовский Б., Лавренов Л., Тарасевич В. Архитектура в космосе. Наука и жизнь, 1964, № 10, с. 96–104.

УДК 001.89:159.928

Формирование творческих коллективов в ракетно-космической отрасли

Бобров Александр Николаевич abbvv@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Бушуев Николай Николаевич agrohim1@rambler.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Бушуева Валентина Викторовна vbysh2008@rambler.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Кратко проанализированы социально-психологические факторы формирования творческих коллективов в ракетно-космической отрасли. Отмечено важное значение коллективных форм творческой деятельности для предприятий отрасли. Особое внимание уделено анализу влияния творческой личности, что наглядно проявляется в достижениях ракетно-космической области. Отмечена необходимость активного взаимодействия руководителя и членов творческой команды. Рассмотрены механизмы пополнения творческих команд.

Ключевые слова: *коллективное творчество, психологические эффекты, креативная группа, предприятие ракетно-космической отрасли*

Особое значение в развитии науки и техники в современном мире приобретает креативность разработчика, его способностью создавать новые инновационные продукты. Для получения значимых результатов, в таких сложных областях, как ракетно-космическая техника, требуется участие больших коллективов исследователей и разработчиков, в которых необходима организация коллективной творческой деятельности. Здесь уместно вспомнить творческие коллективы, возникшие вокруг величайших творцов ракетно-космической техники: С.П. Королева, В.Н. Челомея, М.К. Янгеля, В.П. Макеева, П.Д. Грушина, В.П. Глушко, А.М. Исаева, С.А. Косберга, Н.Д. Кузнецова, В.Г. Степанова, Л.В. Люльева, А.Д. Надирадзе, И.И. Картукова и многих других. Отношения творческого подхода к работе, сформированные в этих коллективах их основателями, передаются на протяжении многих десятилетий.

Получить высокую творческую отдачу от коллектива, позволяющую получить синергетический эффект от сложения творческих потенциалов отдельных разработчиков, оказывается сложной задачей, находящейся на стыке инженерных, психологических, социальных и организационных проблем, возникающих при коллективной работе. Использование в творческой сфере, коллективных методов поиска решений творческих задач не гарантирует получение более значимых результатов по сравнению с достижениями отдельного одаренного индивидуума. Так среди генеральных конструкторов ракетно-космической техники можно встретить руководителей, имеющих яркий творческий потенциал, являющихся «генераторами» новых идей на уровне открытий, таких, например, как В.Н. Челомей [1]. В области создания РКТ, без организации коллективной творческой работы, достичь значимых результатов невозможно. Это порождает потребности в руководителях, умеющих обеспечить эффективные формы коллективной работы, формируя «творческие группы» и выступая в

них в роли «творческого наставника», направляя их коллективный творческий потенциал для достижения поставленной цели. К ярким представителям такого стиля руководства можно отнести, например, С.П. Королева [2, 3].

Коллективные формы творческой деятельности могут потребовать и других оптимальных черт от творческих индивидуумов, входящих в группу, которые позволят обеспечить их максимальную эффективность при работе в группе [4]. Исследователями творческой деятельности, отмечено большое количество психологических особенностей (часто называемых «эффектами») коллективной работы [5, 6]. Эти эффекты существуют в тесной диалектической взаимосвязи, практически каждому психологическому эффекту способствующему позитивному проявлению коллективной работы, обнаруживаются антагонистический эффект. Например, синергетическому эффекту можно противопоставить эффект Рингельманна (имеет много альтернативных названий: социальной лени, эффект свидетеля и т. п.), который часто представляют формулой $C = 100 - 7(K - 1)$. Здесь C — средний индивидуальный вклад участника, %; K — число участников группы. Из приведенной формулы следует, что с ростом числа участников коллектива индивидуальный вклад каждого из них снижается и для эффективного решения сложных проблем коллектив должен быть разделен на отдельные творческие группы, ориентированные на решение поставленных задач. Для этого руководитель предприятия ракетно-космической отрасли, должен обладать всесторонними инженерными компетенциями, чтобы суметь выделить из комплекса взаимосвязанных инженерных проблем по созданию инновационной техники, отдельные задачи.

В связи с этим достижение синергетического эффекта коллективной творческой работы становится не автоматическим, а требует активной, также творческой работы по организации и управлению коллективом. Эта работа во многом ложится на руководителя такой творческой группы. Однако, эффективная работа творческого коллектива, с достижением синергетического эффекта, требует и ответного активного, деятельного участия в работе остальных членов коллектива. Таким образом, в работе предприятий РКО явно просматриваются черты, активно разрабатываемых в настоящее время концепции предприятия, получившей название «бирюзовая организация» [7].

Пожалуй, самым важным в роли «творческого наставника», является мотивированность в достижении поставленной цели и его эмоциональная сфера, темперамент человека создающие своеобразную «ауру творчества», попадая в круг активной деятельности которого, начинают свой активный творческий поиск и молодые сотрудники — «творческие ученики». Поиск новых «творческих учеников», для создания творческих групп, является важным элементом группового творческого процесса. Этот поиск ведется не только внутри уже сформированного коллектива предприятия, но и вне его, и, в первую очередь, среди обучающихся и выпускников высших учебных заведений.

К сожалению, помимо личностных факторов, на творческую активность коллективов, большое влияние оказывают и социальные условия. Социальные процессы 90-х годов, перестройка экономического уклада страны и резкое снижение финансирования, породили негативные процессы, привели к оттоку с предприятий, как высококвалифицированных творческих лидеров, так и молодых инженерных кадров. Это нарушило непрерывность процессов воспроизводства «творческой активности» в ряде коллективов. Восстановление «творческой активности» процесс достаточно сложный, однако в настоящее время, наблюдается явное движение в этом направлении.

Ярким индикатором этого движения, является увеличение контактов ведущих конструкторов и руководства предприятий отрасли со студенческой аудиторией. Они происходят в рамках экскурсий на предприятия отрасли, выставочных мероприятиях, например, организуемых в МГТУ им. Н.Э. Баумана днях Роскосмоса и встречах проводимых со студентами, поступившими в рамках Целевого набора, беседах во время защит Выпускных квалификационных работ и специально организуемых встреч на учебных кафедрах. На таких встречах, при личном контакте, часто удается обеспечить попадание будущих инженеров в активные творческие коллективы.

Более продолжительные контакты, позволяют опробовать творческое взаимодействие при инженерной работе и имеют место при прохождении производственных практик и стажировок, при работе над курсовыми и дипломными проектами по тематике предприятия (особенно для студентов, поступивших по целевому набору). Однако, попадая на предприятие, будущие инженеры могут встретить как творчески активно функционирующие коллективы, так и группы, не проявляющие творческой активности. Кроме того, даже в творчески функционирующих группах, студенты могут не допускаться в полной мере к перспективной творческой работе, из-за опасений утечки конфиденциальной информации.

Наиболее перспективными формами организации тесных контактов предприятий со студентами, с одной стороны, является организация совместной работы в рамках выполнения грантов и совместных проектов предлагаемым кафедрам и научным центрам ВУЗов обучающих студентов. С другой стороны, многие студенты на старших курсах, желая участвовать не только в теоретическом изучении вопросов проектирования, но и принять участие в реальной работе, продолжая очное обучение, охотно устраиваются на работу на предприятие отрасли. Здесь в отличие от уже известных форм непрерывной производственной практики, большую роль играет личная активность, как самого обучающегося, так и руководства предприятия, крайне заинтересованного в пополнении его активным, творческим кадровым резервом.

Литература

[1] Бодрихин Н.Г. Челомей. Москва, Молодая гвардия, 2014, 490 с.

[2] Черток Б.Е. Ракеты и люди. Москва, Машиностроение, 1999, 416 с.

[3] С.П. Королев и его дело. Свет и тени в истории космонавтики. Москва, Наука, 1998, 716 с.

[4] Бобров А.Н., Бушуев Н.Н., Бушуева В.В. Особенности творческой личности и ее значение в ракетно-космической отрасли. XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т. Москва, 2021, т. 2, с. 341–345.

[5] Пономарев Я.А. Психология творчества. Москва, Наука, 1976, 304 с.

[6] Ильин Е.П. Психология творчества, креативности, одаренности. Санкт-Петербург, Питер, 2009, 448 с.

[7] Лалу Ф. Открывая организации будущего. Москва, Манн, Иванов и Фербер, 2022, 432 с.

УДК 629.783

Круглый стол «65-летие запуска первого искусственного спутника земли 04.10.1957» на форуме «Армия – 2022»: перспективы развития космической отрасли

Раткин Леонид Сергеевич Rathkeen@bk.ru
Совет ветеранов РАН, АРГМ

С 15 по 21 августа 2022 года в подмосковном Центральном выставочном комплексе «Патриот-Экспо» был организован и проведен Международный военно-технический форум (МВТФ) «Армия – 2022», на котором были анонсированы новейшие разработки в сфере фундаментальной и прикладной академической науки для ОПК РФ. Представлено участие Совета ветеранов Российской академии наук (РАН) в МВТФ, в частности, организация и проведение в рамках МВТФ «АРМИЯ-2022» круглого стола, посвященного 65-летию запуска Первого Искусственного спутника Земли 04.10.1957, на котором рассматривались перспективы развития космической отрасли. Показана роль Совета ветеранов РАН в обсуждении на круглом столе с участием российских и зарубежных ученых и промышленников ключевых проблем научно-образовательной и промышленно-технологической кооперации и перспективы сотрудничества. Сделаны выводы о высоком уровне сотрудничества РАН и предприятий ОПК с возможностью его усиления по ряду направлений, в частности, связанных с развитием отечественных научных школ и импортозамещения.

Ключевые слова: *искусственный спутник Земли, Международный военно-технический форум «АРМИЯ», Российская академия наук, Совет ветеранов Российской академии наук, телекоммуникации, космонавтика, квантовые технологии, квантовые вычисления*

Введение

Президент Российской Федерации В.В. Путин посетил Международный военно-технический форум (МВТФ) «АРМИЯ-2022» и ознакомился с новейшими разработками российских академических институтов и промышленных предприятий для ОПК РФ. Выступая на торжественной церемонии открытия МВТФ «АРМИЯ-2022» 15.08.2022, Владимир Владимирович отметил, в частности, важность наращивания научно-образовательной и промышленно-технологической кооперации РАН и предприятий ОПК РФ и значимость восстановления традиций преемственности отечественных научных школ, в том числе в военной сфере!

Научно-деловая программа МВТФ «Армия – 2022» с 15 по 21 августа включала порядка 300 мероприятий, но в день посещения МВТФ Президентом Российской Федерации В.В.Путиным 15.08.2022 состоялось менее 10 конференций и круглых столов! Тем значимее стало проведение в первый день работы МВТФ «Армия – 2022» 15 августа круглого стола, посвященного запуску Первого искусственного спутника Земли (ИСЗ, 04.10.1957), организованного и проведенного Советом ветеранов старейшей отечественной Академии — Российской академии наук (РАН)!

Обсуждение

С приветствиями к гостям и участникам круглого стола, посвященного 65-летию запуска Первого ИСЗ, обратились Дважды герой Советского Союза, летчик-космонавт, д-р техн. наук А.П. Александров, и Герой Российской Федерации, летчик-космонавт А.И. Лазуткин. Обращаясь к многочисленной аудитории, Александр Павлович напомнил о реализованных космических проектах и крупных научных достижениях отечественных ученых, полученных, в том числе при полете космического корабля «Союз Т-9», орбитального комплекса «Салют-7» — «Космос-1443» и космического корабля «Союз ТМ-3», а также орбитального комплекса «Мир» — «Квант» — «Союз ТМ-2».

Доклад президента Международной академии связи (МАС), Президента Фонда святых равноапостольных Константина и Елены, Сопредседателя Международной общественной организации «Союз православных женщин», Действительного члена Императорского Православного Палестинского Общества, «Заслуженного работника связи РФ», «Почетного радиста», «Мастера связи», Доктора философии, профессора А.П. Оситис затрагивал проблематику развития отрасли и телекоммуникационной инфраструктуры для космической связи. Анастасия Петровна напомнила о ряде реализованных крупнейших отраслевых проектов и необходимости дальнейшего усиления научно-образовательной и промышленно-технологической кооперации ученых РАН с ведущими вузами и индустриальными корпорациями. Как известно, действительными членами МАС являются заместитель академика-секретаря Отделения нанотехнологий и информационных технологий (ОНИТ) РАН академик РАН Ю.В. Гуляев, член Бюро ОНИТ РАН академик РАН А.С. Бугаев, член Бюро ОНИТ РАН академик РАН И.Б. Федоров, член-корреспондента РАН Ю.Б. Зубарев и ряд других всемирно-известных ученых [1].

О новых разработках ФГУП «Космическая связь» рассказал генеральный директор ФГУП А.К. Волин. Алексей Константинович особо отметил роль интеграции усилий в развитии инфраструктуры космической связи. Тематика получила развитие в выступлении Директора Центра исследований киберпространства НИУ ВШЭ, ст. науч. сотр. ИГП РАН, д-р юрид. наук, доцента А.К. Жаровой. Анна Константиновна обратила внимание участников и гостей круглого стола МВТФ «Армия – 2022» на необходимость обеспечения цифрового суверенитета государства при дистанционном зондировании его территории беспилотными летательными аппаратами, а также на проблематику информационной безопасности систем и комплексов связи, применяемых к отрасли [2].

На круглом столе были представлены доклады «65 лет запуска первого запуска Искусственного спутника Земли» Дважды Героя Советского Союза, летчика-космонавта, генерального конструктора РКК «ЭНЕРГИЯ», д-ра техн. наук, академика РАН В.А. Соловьева и «Оперативный онлайн мониторинг СМР» соискателя ученой степени канд. экон. наук, абсолютного чемпиона мира и Европы по тхэквондо Я.С. Крухмалевой, Владимир Алексеевич и Яна Сергеевна сфокусировали внимание слушателей на ключевых проблемах развития космической отрасли и наметили основные методы их решения с применением мощного потенциала институтов РАН.

В научных сообщениях «Проблема обеспечения информационной безопасности при использовании сервисов беспилотных космических аппаратов» В.М. Елина (Департамент информационной безопасности Финансового университета при Правительстве РФ, Институт информационных наук ИНЯЗ им. М. Тореза) и «Автоматизация

реагирования на процессы информационной безопасности» пресейл-менеджера «Security Vision» А.Г. Свойкиной рассматривался широкий спектр вопросов налаживания межотраслевого взаимодействия промышленных предприятий и ведущих российских вузов с академическими институтами при решении ключевых проблем развития отрасли. Владимир Михайлович [2] и Анжелика Геннадьевна отметили наиболее важные аспекты сотрудничества и предложили ряд эффективных методов для решения наиболее актуальных текущих задач.

В выступлении президента «МИРЭА — Российский технологический университет», члена Бюро ОНИТ РАН, академика РАН д-ра физ.-мат. наук, профессора А.С. Сигова, главного ученого секретаря РИА и МИА канд. техн. наук Л.И. Иванова, иностранного члена РАН профессора Сюй (Шу) Ли Да и автора данного доклада рассматривались различные разработки телекоммуникационных систем и примеры квантовых вычислений для искусственных спутников Земли [3]. В развитие темы прозвучало выступление ведущего научного сотрудника ФТИАН имени академика К.А. Валиева, канд. физ.-мат. наук, В.В. Вьюркова: Владимир Владимирович представил результаты научного исследования на тему «Зарядовые кремниевые кубиты для квантовой обработки информации», проведенного в соавторстве с членом-корреспондентом РАН, директором ФТИАН имени академика К.А. Валиева РАН д-ра техн. наук В.Ф. Лукичевым, заместителем директора, д-ра физ.-мат. наук К.В. Руденко [4], и ведущим научным сотрудником, канд. физ.-мат. наук Л.Е. Федичкиным.

В завершении круглого стола прозвучали доклады «Прорывные идеи и технологии для развития российской космонавтики» профессора С.П.Чепеля, академика Петровской академии наук и искусств (ПАНИ), руководителя специализированного конструкторского бюро (СКБ) ПАНИ (в соавторстве с д-ром техн. наук А.П. Смирновым, руководителем направления СКБ ПАНИ), «Использование искусственных спутников Земли в обеспечении туристической безопасности» А.В. Павловой, члена Генерального Совета Ассамблеи народов Евразии, Председателя Совета по туристической безопасности Ассамблеи народов Евразии, и «О развитии научной кооперации в космической сфере» Н.Б. Никишиной и Е.В. Спировой (Общество дружбы «Россия — Италия»).

По итогам работы круглого стола, посвященного 65-летию полета Первого ИСЗ, состоялось награждение докладчиков памятными подарками, представленными руководителем Московского отделения проекта «Аллея Российской Славы В.Д. Кошлаковым. Владимир Дмитриевич рассказал об уникальном проекте и его значимости для восстановления традиций преемственности научных школ России. Организовал и модерировал работу круглого стола, посвященного 65-летию запуска Первого искусственного спутника Земли, на МВТФ «Армия – 2022» автор данного доклада, ученый секретарь Совета ветеранов РАН.

Заключение

На Международном военно-техническом форуме (МВТФ) «АРМИЯ-2022» были представлены новейшие разработки для ОПК РФ, полученные в результате научно-образовательной и промышленно-технологической кооперации российских академических институтов с ведущими вузами и индустриальными корпорациями. Институты РАН успешно сотрудничают с предприятиями и организациями РФ в различных сферах, восстанавливая традиции преемственности отечественных научных школ.

Накануне празднования 300-летия старейшей отечественной Академии — РАН 08.02.2024 целесообразно проведение серии конференций на МВТФ «Армия – 2023»,

посвященных импортозамещению для предприятий ОПК РФ. Например, особое внимание при подготовке мероприятий необходимо уделить вопросам импортозамещения в сфере электроники и разработки программного обеспечения, а также получению патентов на изобретения, аналогами которых являются разработки ведущих зарубежных компаний.

Литература

[1] Оситис А.П. Современные электронные коммуникации и космические технологии. Первая миля, 2022, № 7 (107), с. 35–35.

[2] Елин В.М., Жарова А.К. Правовое регулирование профилирования деятельности пользователя интернета на основании цифровых теней, следов и двойников. Право цифровой среды. Под ред. Т.П. Подшивалова, Е.В. Титовой, Е.А. Громовой. Москва, 2022, с. 164–174.

[3] Sigov A.S., Ratkin L.S., Ivanov L.A. Quantum information technology. Journal of Industrial Information Integration, 2022, vol. 28, art. 100365. DOI: https://doi.org/10.1016/j.jii.2022.100365

[4] Симонов Н.А., Вьюрков В.В., Руденко К.В., Лукичев В.Ф. Компенсация емкости щели для создания генератора ТГц диапазона на пролетных каналах с переменной инжекцией. СВЧ-техника и телекоммуникационные технологии, 2021, № 3, с. 259–260.

УДК 65

Космонавтика и культура управления предприятиями отрасли в контексте развития международной системы ESG-технологий "Environment – Social – Governance"

Раткин Леонид Сергеевич Rathkeen@bk.ru
Совет ветеранов РАН; АРГМ

В последние годы все больше внимания российской и зарубежной научной общественностью уделяется развитию методологических подходов "Environment – Social – Governance" (ESG), применяемых для повышения культуры управления предприятиями и организациями, в частности, космической отрасли. Оптимизация экологического, социального и корпоративного управления позволит повысить эффективность отраслевых предприятий в различных сферах науки и производства, в частности, в академических институтах и на промышленных предприятиях — например, в корпорациях в сфере космической связи, ОПК, космического транспорта. Анонсированы новые разработки в сфере ESG, представлены инновационные подходы в повышении культуры корпоративного управления в аэрокосмической отрасли. Рассмотрены различные варианты применения методов повышения культуры корпоративного управления в аэрокосмической отрасли, проиллюстрированные примерами. Показана целесообразность расширения представленных методов на смежные с космической отраслью предприятия. Сделаны выводы о применимости представленных подходов для решения текущих внутриотраслевых задач.

Ключевые слова: *культура, управление, экология, экономика, энергетика, социальные критерии, космический транспорт, космическая связь*

Введение

Рассмотрим ESG-технологии для повышения уровня культуры корпоративного управления в космической отрасли более подробно, не повторяя уже известные определения, но фокусируя внимание на важных вопросах. В аббревиатуре «ESG» буква «E» означает участие в проектах по защите окружающей среды и, соответственно, в экологических критериях их оценки: «E» включает в себя не только энергию, которую отраслевое предприятие или организация потребляет, но и отходы, которые она выбрасывает (выводит) в окружающую среду, а также ресурсы, которые ей необходимы, и последствия их использования в результате. Не в последнюю очередь литера «E» охватывает выбросы углерода и изменение климата. Каждая отраслевой организация (например, академический институт или космическая промышленная корпорация) активно использует энергию и ресурсы; она влияет на окружающую среду и, соответственно, также подвергается ее влиянию. В аббревиатуре «ESG»буква «S» означает социальные критерии: они касаются отношений компании и ее возрастающей репутации, которую она поддерживает среди людей и учреждений в профессиональных сообществах, где ведется и развивается ее деятельность. Также «S» включает трудовые отношения, разнообразие и инклюзивность. Наконец, третья литера «G» означает управление — под ней в данном контексте понимается внутренняя система практик, средств контроля и процедур, которые предприятие или организация принимает для самоуправления, принятия эффективных решений, соблюдения Закона и соответствия запросам всех внешних заинтересованных сторон [1]. Каждое отраслевое предприятие

(например, академический институт или промышленное производство в космической отрасли), являющееся результатом совокупности юридических действий, нуждается в повышении культуры управления, но сами критерии управления могут со временем неоднократно изменяться!

Обсуждение

Обсуждая вопросы оптимального экологического, социального и корпоративного управления для повышения эффективности функционирования, необходимо отметить, что в концепции «ESG» все его элементы «Environment», «Social» и «Governance» тесно взаимосвязаны и многократно переплетаются. Например, социальные критерии часто пересекаются с экологическими критериями и корпоративным управлением, когда космические компании и корпорации стремятся соблюдать экологическое законодательство и соответствовать требованиям к устойчивости.

В августе 2019 года на Круглом столе деловых кругов США было анонсировано новое заявление, в котором подтверждалась приверженность наукоемкого бизнеса интересам широкого круга заинтересованных сторон, включая клиентов, сотрудников, поставщиков, сообщества и акционеров. Инвестиции, ориентированные на ESG, переживают эпохальный период стремительного роста: глобальные устойчивые капиталовложения в ESG в настоящее время превышают 30 триллионов долларов США, что на 68% больше, чем в 2014 году, и в десять раз выше по сравнению с 2004 годом! Среди предприятий космической отрасли, соответствующих критериям ESG, на лидирующих позициях находится основанная 20 лет назад (06.05.2002) компания «SpaceX».

Обсуждая вопросы ускорения развития российских космических предприятий и промышленных высокотехнологичных наукоемких производств (среди которых немало промышленных предприятий, давно и плодотворно сотрудничающих с академическими институтами), следует отметить, что ускорение в сфере восприятия ESG-подходов вызвано повышенным вниманием мирового научного общества, органов законодательной и исполнительной власти и всего спектра потребителей космической продукции к более широкому влиянию компаний и корпораций, а также инвесторов и руководителей, которые осознали, что предложение ESG может гарантировать долгосрочное успешное развития предприятий и организаций. Нарастающие в мире масштабы инвестиционного роста в сфере ESG свидетельствуют о том, что ESG — это не новомодный тренд, а долгосрочная стратегия развития мировой финансово-экономической и промышленно-технологической системы, и подавляющее большинство военных и гражданских компаний и корпораций во всем мире стремятся ему соответствовать. Согласно ESG-подходам, для корпораций и компаний, внедряющих ESG-практики в промышленное производство (например, космических) банки предоставляют более дешевые (под меньший процент!) и долгие (на гораздо больший срок!) кредиты и займы, по сравнению с теми компаниями, которые ESG-технологии не внедряют!

Разбирая ситуацию более глубоко, необходимо обратить внимание на весьма важный факт: ESG-инициативы – это не только отражение ситуации с мировым изменением климата, но и конструирование нового типа отношений социально-ответственного бизнеса со всеми членами сообщества. Для владельцев промышленных предприятий и руководителей научных организаций актуален вопрос: «Насколько важно предложение ESG для крупных компаний и корпораций с финансовой точки зрения»? Ведь согласно экспертным оценкам, культура управления ESG связана с инвестированием пятью важными направлениями: содействие росту выручки, снижение затрат, минимизация вмешательства регулирующих и юридических органов, по-

вышение производительности труда и оптимизация инвестиций и капитальных затрат. Некоторые из перечисленных мейнстримов имеют существенное доминирование в определенных отраслях или секторах (например, авиация и космонавтика), но другие в силу специфических особенностей будут доминировать в конкретных мировых географических регионах. Тем не менее, руководителям (например, академических институтов или отраслевых промышленных предприятий) для развития возглавляемых ими структур необходимо учитывать все пять способов независимо от предлагаемых бизнес-моделей или местоположения компании или организаций.

Например, рост выручки: пакетное предложение ESG помогает военным и гражданским космическим компаниям и научным предприятиям и корпорациям осваивать новые рынки и закреплять свое присутствие на существующих. Если органы законодательной и исполнительной власти доверяют корпоративным субъектам, то они с высокой степенью вероятности предоставят им доступ, разрешения и все необходимые лицензии, которые откроют дополнительные возможности для роста объемов производства и капиталовложений, например, новые крупные научно-образовательные и промышленно-технологические гражданские и оборонные заказы, дешевые кредиты, льготы и преференции для развития производства. Например, в ходе недавно реализованного масштабного государственно-частном инфраструктурного проекта в Лонг-Бич (штат Калифорния, США), коммерческие компании, отобранные для участия в реализации ряда инвестиционных проектов и внедрении инновационных практик, были, прежде всего, протестированы на основе результатов их предыдущих проектов в сфере устойчивого развития. Компаниям и корпорациям, активная деятельность которых по взаимодействию с общественностью воспринималась научным сообществом и социальными структурами как полезная, было легче получать ресурсы без масштабного планирования или оперативных задержек (например, корпорациям, предоставляющим услуги в сфере космических запусков). Эти компании добились высокой общественной оценки, чем их конкуренты с более низким социальным капиталом, в итоге их развитие значительно ускорилось. Но ESG-подходы могут существенно влиять и на потребительские предпочтения. Например, исследование международной консалтинговой компании «McKinsey & Company» показало, что согласно экспертным оценкам, компании готовы сами платить за то, чтобы «стать более экологичными»! Из этого следует важный вывод – наблюдаемая трансформация мировой финансово-экономической системы является долгосрочным (!) трендом, и в первую очередь крупные банки (например, «СБЕР», «ВТБ», «ГПБ», «НОВИКОМ», «ПСБ») уже давно начали подготовительные процедуры для соответствия изменяющимся требованиям, а ряд банков уже запустил приоритетные проекты, в частности, по финансированию в сфере космического транспорта и космических телекоммуникаций. Поскольку российский аэрокосмический комплекс поставляет высокотехнологичную наукоемкую продукцию по зарубежным контрактам, важно учитывать, что хотя на практике возможны расхождения в экспертных оценках, но среди клиентов, которые отказываются платить даже на 1% больше за поставки продукции, было выявлено, что более 70 % крупнейших потребителей, опрошенных в отношении закупок в различных отраслях, заявили, что они будут платить дополнительные 5 % за получение экологически более чистого продукта, если он будет соответствовать тем же стандартам производительности, что и неэкологичная альтернатива! Объяснение простое: в отчет от покупателя услуги (например, по экологически более чистому запуску космического спутника) пойдет информация о закупке на заемные средства более дорогого, но гораздо более чистого в экологическом смысле продукта, и дешевые длинные деньги (т.е. кредит на больший срок под меньший процент) компенсирует затраты и расходы многократно! В другом исследовании почти половина (44%) опрошенных научно-

производственных компаний назвали ESG возможностями для бизнеса и стимулом роста для запуска своих новых проектов и программ долгосрочного устойчивого развития. Пример из сферы ТЭК: афинская компания «Neste», основанная как традиционная нефтеперерабатывающая компания более 70 лет назад (поставщик топливной продукции для аэрокосмического комплекса), в настоящее время получает более двух третей своей прибыли не от традиционного бизнеса, а от продажи возобновляемых видов топлива и экологически чистых продуктов! Российские компании в сфере ТЭК также активно осваивают альтернативную энергетику: например, рассматривая данный долгосрочный ESG-тренд на мировом рынке, важно отметить, что поставка топлив (например, для заправки аэрокосмических, водных и других типов транспортных средств) тоже становится экологически чистой [2]!

Заключение

Рассматривая развитие методологических подходов повышения культуры управления «Environment – Social – Governance» на примере реализации проектов в космической отрасли, необходимо отметить, что Инициатива по установлению научно обоснованных целей (SBTi) в сотрудничестве с другими агентствами и ассоциациями, включая агентство ООН и Международный союз электросвязи (МСЭ), недавно опубликовала руководство для компаний, устанавливающих научно-обоснованные цели по парниковым газам в соответствии с набором новых путей декарбонизации. Хотя руководство предназначено исключительно для операторов отрасли, оно может применяться и в смежных с космической отраслях с незначительными уточнениями. Однако другие научные корпорации и промышленные компании получат собственные рекомендации в будущих выпусках.

SBTi разрабатывает руководства для различных секторов промышленности, включая космос, авиацию, химию, строительство, банки, энергетику, металлургию и транспорт. Стандарты Протокола по выбросам парниковых газов классифицируют выбросы парниковых газов, связанные с коммерческой деятельностью: прямые выбросы, связанные с энергетикой выбросы и выбросы производственно-сбытовой цепочки (где они значительны). Если научная компания или промышленная корпорация работает в подсекторах, целевые показатели выбросов могут быть разделены по подсекторам для получения общего целевого показателя для всей компании. Очевидно, что многие операторы, например, в сфере космического транспорта или космической связи, будут иметь значительные выбросы третьей категории, и даны общие рекомендации, которые помогут отраслевым компаниям установить свои цели для данной категории. Автором в рамках научной работы проведено патентование разработок в России и за рубежом [3, 4].

Литература

[1] Sigov A.S., Ratkin L.S., Ivanov L.A. Quantum information technology. Journal of Industrial Information Integration, 2022, vol. 28, art. 100365. DOI: https://doi.org/10.1016/j.jii.2022.100365

[2] Раткин Л.С. Инвестиции в национальное здравоохранение в «пост-ковидную» эпоху, ESG и экосистему современных медицинских технологий, индустрию здоровья и концепцию квантовой телемедицины: об экологическом, экономическом и энергетическом «оздоровлении» отраслей промышленности. Инвестиции в России, 2022, № 9 (332), с. 41–47.

[3] Раткин Л.С. Способ сокрытия компьютерной информации путем многократного вложения сообщения в частные стеганографические контейнеры. Пат. № 2322693 C2 Российская Федерация, 2008, бюл. № 11, 5 с.

[4] Раткин Л.С. Патент ФРГ № 2020 070 151 16.0.

УДК 008

Роль Совета ветеранов Российской академии наук в реализации долгосрочных космических проектов: научная кооперация и международное сотрудничество

Раткин Леонид Сергеевич Rathkeen@bk.ru
Совет ветеранов РАН; АРГМ

Рассмотрены различные культурологические аспекты реализации российских инновационных проектов в космической сфере. Особое внимание уделено долгосрочным проектам, предполагающим участие как отечественных, так и иностранных отраслевых предприятий. Представлены примеры успешного международного сотрудничества Совета ветеранов Российской академии наук с зарубежными научными организациями. Показана стратегическая роль Российской академии наук в установлении долгосрочных взаимовыгодных отношений с иностранными предприятиями, специализирующимися в производстве высоконадежной продукции и оборудования для космической индустрии. Сделаны выводы о необходимости расширения научной кооперации и международного сотрудничества в космической отрасли и смежных сферах.

Ключевые слова: *Российская академия наук, космонавтика, научная кооперация, международное сотрудничество, Совет ветеранов, законодательство, инновации, телекоммуникации*

Введение

Рассмотрим культурологические аспекты реализации российских инновационных проектов в космической сфере. Одним из важнейших приоритетов является расширение космической спутниковой группировки и создание высоконадежной системы связи и оперативного экологического мониторинга. В долгосрочных проектах участвуют не только российские, но и зарубежные компании. Российская академия наук (РАН), как ведущая экспертная организация страны, осуществляет экспертизу научных и научно-образовательных (в научной части) проектов. За почти трехсотлетнюю историю существования РАН членами Академии установлены долгосрочные партнерские отношения с иностранными, в частности, государственными Академиями. Совет ветеранов РАН принимает активное участие в налаживании новых и поддержании существующих отношений с иностранными членами РАН: в докладе приведены примеры реализованных проектов и акцентировано внимание на членах Совета ветеранов РАН, принимавших участие в научной кооперации и международном сотрудничестве.

Обсуждение

Обсуждая вопросы реализации долгосрочных космических проектов, необходимо упомянуть, что целью развития низкоорбитальных спутниковых систем является, в частности, создание бесшовных сетей для широкополосного доступа (Enhanced Mobile BroadBand, eMMB — «Расширенная мобильная широкополосная связь»), бесшовных сетей Internet of Things — IoT (Massive Machine-Type Communucation, mMTC — «Массивная межмашинная связь»), сетей IoT для контроля и подачи команд беспилотных

систем (Ultra-Reliable and Low-Latency Communication, URLLC — «Сверхнадежная связь с низкой задержкой»). Развитие научной кооперации и международного сотрудничества в космосе позволит, в том числе, существенно нарастить ресурс телекоммуникационных услуг 5G: например, eMBB обеспечивает большую емкость, необходимую для поддержки пиковых скоростей передачи данных, как при высокой концентрации потока людей, так и для конечных пользователей, находящихся в движении, mMTC позволяет подключать большое число телекоммуникационных устройств (счетчиков, датчиков и т. д.), а URLLC предоставляет высоконадежное соединение с низкой задержкой передачи данных. Члены Совета ветеранов РАН принимали ранее и принимают ныне активное участие в формировании сервисов дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), которые позволят осуществлять оптическую и всепогодную радиолокационную съемку всей территории Земли с разрешением до 0,4 метра, а также передавать данные с КА на наземные станции приема на территории Российской Федерации, обрабатывать данные с применением технологий искусственного интеллекта и применять различные спутниковые сервисы с использованием данных ДЗЗ для построения аналитических алгоритмов и моделей [1].

Методы

Рассматривая Систему пространственно-временного обеспечения как глобальный долгосрочный проект, необходимо особо отметить роль Совета ветеранов РАН в создании научных школ и генерациях новых поколений ученых: благодаря их участию разработаны ключевые компоненты современных спутниковых систем, в частности, системы ДЗЗ, навигации и синхронизации (с функциональными дополнениями, наземными радиолокационными системами, резервными системами навигации и синхронизации на базе КА ретрансляторов, системами навигации по геофизическим полям — в том числе магнитным и гравитационным), системами коммуникационного и информационного обеспечения. Совет ветеранов РАН продолжает работу по формированию нового поколения научных кадров [2], в частности, для разработки и создания спутниковых систем приема-передачи информации, которые включают Центр управления системами, Информационно-аналитический центр, аппаратуру и оборудование пользователей Системы пространственно-временного обеспечения, а также фундаментальный сегмент, Систему временной синхронизации, Центр параметрической идентификации систем мониторинга и контроля и т. д.

Результаты

Успешная реализация долгосрочных космических проектов с участием Совета ветеранов РАН позволит значительно повысить эффективность функционирования научно-образовательных и промышленно-технологических предприятий и организаций различных отраслей Российской Федерации, включая АПК и лесное хозяйство, рыболовство, строительство и добычу полезных ископаемых, государственное управление и обеспечение безопасности, производство компьютеров и электронных изделий, деятельность в области информации и связи, транспортировку и хранение, строительство и разработку программного обеспечения [3, 4]. Согласно экспертным оценкам, реализация ряда долгосрочных космических проектов позволит существенно повысить макроэкономические показатели космической отрасли Российской Федерации: налоговые поступления увеличатся до 225,9 млрд.рублей, вклад в ВВП — до

516,0 млрд рублей, капиталовложения в экономику — до 195,8 млрд рублей с созданием более 7200 новых рабочих мест. Уже заключены стратегические соглашения РАН с крупнейшими корпорациями Российской Федерации, в частности, с ПАО «ГАЗПРОМ», ГК «РОСАТОМ», ОАО «РЖД».

Заключение

Совет ветеранов РАН принимает активное участие не только в реализации долгосрочных космических проектов, поддержании научной кооперации и международном сотрудничестве, но и в анализе нормативно-правовой базы, сдерживающей развитие отечественной промышленности и экономики. В частности, возможно существенное расширение механизмов поддержки долгосрочных проектов по импортозамещению производства приоритетных видов оборудования, приборов и компонентов для производства космической отрасли в части корректировки условий реализации действующих программ финансовой поддержки, направленных на оптимизацию требований к получателям мер поддержки, а также сфокусировать внимание на создание специального фонда поддержки производителей продукции для космической отрасли в рамках имеющихся программ государственной поддержки.

Совет ветеранов РАН после детального проведения анализа действующей законодательной базы выявил факты негативного влияния ряда научных и промышленных индикаторов на развитие отечественной экономики и ряда индустриальных отраслей. Рационален временный отказ от применения (или существенное ограничение их использования вследствие изменения ситуации из-за санкций) зарубежных индикаторов (например, цен, цитирования) в отношении продукции и прочих компонентов, применяемых для производства материалов и оборудования для космической отрасли в РФ.

Старейшая отечественная академия — РАН совместно с ведущими российскими вузами и промышленными предприятиями обеспечивает реализацию мер поддержки академических и отраслевых НИИ, научных центров при корпорациях и вузах, осуществляющих НИОКР по разработке импортозамещающих технологий, сырья и оборудования для космической и смежных с ней отраслей. Целесообразно создание в федеральных и региональных министерствах сети Центров компетенций (ЦК) отраслевых инновационных технологий и продукции (ИТП): их формирование обеспечит координацию РАН с ЦК ИТП для разработки, внедрения и реализации ряда ключевых проектов в сфере импортозамещения в Российской Федерации.

Литература

[1] Раткин Л.С. Способ сокрытия компьютерной информации путем многократного вложения сообщения в частные стеганографические контейнеры. Пат. № 2322693 C2 Российская Федерация, 2008, бюл. № 11, 5 с.

[2] Раткин Л.С. Визитница. Пат. № 2662628 C2 Российская Федерация, 2018, бюл. № 21, 6 с.

[3] Раткин Л.С. Безопасная бритва. Пат. № 2664071 C2 Российская Федерация, 2018, бюл. № 23, 8 с.

[4] Раткин Л.С. Кассета с лезвиями для бритья. Пат. № 2664072 C2 Российская Федерация, 2018, бюл. № 14, 9 с.

УДК 629.7

Космическая программа советской многоразовой транспортной космической системы

Степанов Геннадий Николаевич stepanov_gn@gazprom-spacesystems.ru
МГОТУ; НИИ КС им. А.А. Максимова – филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Космическая программа советской многоразовой транспортной космической системы была ответом на аналогичную многоцелевую военно-гражданскую программу США «Спейс шаттл». Программа была начата в 1974 гу. Свой первый и единственный космический полет орбитальный космический корабль-космоплан системы «Буран» совершил в беспилотном режиме 15 ноября 1988 г. Он дважды облетел Землю и спустя 205 минут успешно совершил первую в истории автоматическую посадку крылатого космического аппарата на посадочный комплекс космодрома Байконур. Второй полет был запланирован на декабрь 1991 г. Второй полет «Буран-2» должен быть пилотируемым. Однако в 1993 г. было принято решение о прекращении работ и консервации созданного задела. Главной причиной закрытия программы «Энергия-Буран» был распад Советского Союза. От планов по возрождению программы пришлось отказаться.

Ключевые слова: *Буран, ракетно-космический комплекс, центр управления полетом, полет Бурана*

Полет «Бурана-1»

Одна из двух реализованных в мире систем многоразовой транспортной космической системы, программа была ответом на аналогичную многоцелевую военно-гражданскую программу США «Спейс шаттл». Программа была начата в 1974 году. Свой первый и единственный космический полет орбитальный космический корабль-космоплан системы «Буран» совершил в беспилотном режиме 15 ноября 1988 года. Он дважды облетел Землю и спустя 205 минут успешно совершил первую в истории автоматическую посадку крылатого космического аппарата на посадочный комплекс космодрома Байконур. «Он с высоты 50 километров резко пошел вниз и должен был садиться, но скорость посадочная не должна была превышать 330 километров в час, а в это время дул попутный ветер, и скорость была явно выше [1–3].

В 6:00 минут по московскому времени ракетно-космический комплекс «Энергия-Буран» оторвался от стартового стола и почти сразу ушел в низкую облачность. Через восемь минут завершилась работа ракеты, после чего орбитальный корабль «Буран» начал самостоятельный полет. Высота над поверхностью Земли составляла около 150 км, и, как предусматривалось баллистической схемой полета, было осуществлено «довыведение» корабля.

В течение следующих 40 минут «Буран» вышел на рабочую орбиту наклонением 51,64° и высотой 251...263 км. Параметры маневров автоматически рассчитывал бортовой вычислительный комплекс в соответствии с заложенными заданием и реальными параметрами движения на момент отделения от «Энергии». Первый маневр происходил в зоне связи наземных станций слежения, второй — над Тихим океаном. Вне участков маневров для соблюдения теплового режима «Буран» двигался в ориентации

левым крылом к Земле. Правильность его положения в пространстве подтверждалась как принимаемой телеметрической информацией, так и «картинкой» с бортовой телекамеры.

Через полтора часа бортовой вычислительный комплекс рассчитал и сообщил в Центр управления полетами (ЦУП) параметры тормозного маневра для схода с орбиты. Уточненные данные о скорости и направлении ветра были переданы на борт. «Буран» стабилизировался кормой вперед и вверх.

В 8:20 снова включился маршевый двигатель. Корабль начал снижение и через полчаса вошел в атмосферу. За время снижения до высоты 100 км система управления развернула «Буран» носом вперед. В 8:53, на высоте 90 км, с ним прекратилась связь — как известно, плазма не пропускает радиосигналы.

Движение «Бурана» в плазме в три раза продолжительнее, чем при спуске космических кораблей «Союз», и может занимать от 16 до 19 минут. В 9:11, когда корабль находился на высоте 50 км, стали поступать доклады: «Есть прием телеметрии!», «Есть обнаружение корабля средствами посадочных локаторов!», «Системы корабля работают нормально!»

Затем «Буран» вошел в «прицельную зону» на расстоянии 20 км — с минимальными отклонениями, что было весьма кстати при посадке в плохих погодных условиях. Реактивная система управления и ее исполнительные органы отключились, и только аэродинамические рули вели орбитальный корабль к следующему ориентиру — «ключевой точке».

Заход на посадку проходил строго по расчетной траектории снижения: на контрольных дисплеях ЦУПа отметка «Бурана» смещалась к взлетно-посадочной полосе практически в середине допустимого коридора возврата. Включились бортовые и наземные средства радиомаячной системы. После отметки 10 км «Буран» скользил по траектории, отработанной на летающей лаборатории Ту-154Б и корабле-аналоге БТС-002 ГЛИ.

Внезапно «Буран» круто изменил курс и полетел почти поперек полосы. Позднее конструктор Лозино-Лозинский вспоминал:

«После того, как «Буран» вышел на орбиту, я своими глазами видел, как в Центре управления полетами «группа товарищей» заранее готовила «Сообщение ТАСС» о том, что из-за таких-то и таких-то неполадок (они изобретались тут же) благополучно завершить этот эксперимент не удалось. Эти люди особенно оживились, когда, уже заходя на посадку, «Буран» вдруг начал неожиданный маневр…»

Проанализировав ситуацию, служба управления доложила: «Все в порядке». Система не ошиблась, а оказалась «умнее» расчетной схемы. «Буран» идет на полосу не левым кругом, как предполагалось, а правым. Выход в «ключевую точку» проходит по оптимальной для данных начальных условий траектории при практически предельном встречно-боковом ветре.

В 9:24:42, опережая расчетное время всего на секунду, космический корабль «Буран» на скорости 263 км/ч изящно коснулся полосы и через 42 секунды, пробежав 1620 м, замер в ее центре. Программа первого испытательного полета была выполнена полностью и блестяще!

«Буран» мог совершить до 100 полетов. При внешнем сходстве с американским «шаттлом», орбитальный корабль «Буран» имел принципиальное отличие — он мог совершать посадку полностью в автоматическом режиме, а не управляться оператором с Земли, а также в «Буране» была предусмотрена система экстренного спасения экипажа.

Максимальное время полета «Бурана» составляло 30 суток, он мог взять на борт до десяти человек. У шаттла эти показатели были ниже: 20 суток и восемь человек.

Для навигационного контроля и обеспечения орбитального полета «Бурана» была разработана новая командно-измерительная система «Квант-ОК», которой были оснащены практически все наземные пункты командно-измерительного комплекса Министерства обороны. О ее возможностях говорит хотя бы тот факт, что максимальная скорость передачи командно-программной информации на борт орбитального корабля составляет 128 кбит/с. Кроме того, для контроля орбитального полета на участке выведения и на посадочном витке привлекались корабли слежения в Тихом и Атлантическом океан.

Планы полета «Буран-2»

Второй полет был запланирован на декабрь 1991 г. В программе: запуск корабля в беспилотном варианте, автоматическая стыковка с ОК «Мир», работа на его борту экипажа ОК, расстыковка и автономный полет на орбите, запуск пилотируемого корабля «Союз» с андрогенным периферийным СУ (АПАС), его стыковка с «Бураном-2», работа экипажа «Союз» на борту «Бурана», посадка в беспилотном режиме. Для полета на «Союзе» проходили подготовку в центре полетом космонавтики предварительные экипажи: Бачурин и Степанов, Бородай — Илларионов, Каденюк — Фефелов [4].

По официальным данным, в связи с аварией РН «Зенит», первая ступень которого является ускорителем РН «Энергия», все 4 ускорителя были отправлены отсрочку запуска «Буран-2» с декабря 1991 года на середину 1992 года.

Второй полет «Буран-2» должен быть пилотируемым. Кандидатами в состав первого экипажа стали И.П. Волк и А.С. Иванченков.

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. От «Клипера» до «Орла». Все о космосе, 2020, 15 ноября. URL: https://aboutspacejornal.net/2020/12/02/от-клипера-до-орла/ (дата обращения 12.12.2022).

[3] Семенов Ю.П., Лозино-Лозинский Г.Е.,Тимченко В.А. и др. Многоразовый орбитальный корабль «Буран». Москва, Машиностроение, 1995, 448 с.

[4] Новости космонавтики, 1991, № 1 (1–11 августа). URL: https://www.livelib.ru/book/1001474534-novosti-kosmonavtiki-no1-1991-g-bez-avtora (дата обращения 12.12.2022).

УДК 629.7

Владимир Степанович Чаплинский — жизнь и ракетно-космическая наука

Степанов Геннадий Николаевич stepanov_gn@gazprom-spacesystems.ru
МГОТУ

Чаплинский Владимир Степанович — один из ветеранов отечественной космонавтики, посвятивший свою жизнь ракетно-космической науке. Доктор технических наук, профессор, академик Российской академии космонавтики, заслуженный деятель науки Российской Федерации. Чаплинский В.С. родился в деревне Мишковичи Витебской области. Счастливое детство было нарушено войной. Тяжелые годы фашистской оккупации он провел в партизанской зоне. За это период он вполне познал звериную жестокость немецких захватчиков и полную противоположность — беззаветную преданность и любовь нашего народа к своей стране, благородство простых людей, самоотверженно вставших на путь борьбы с ненавистным врагом.

Ключевые слова: *ракетно-космическая наука, заслуженный деятель РФ, В.С. Чаплинский, ветераны космонавтики*

Чаплинский Владимир Степанович — один из ветеранов отечественной космонавтики, посвятивший свою жизнь ракетно-космической науке. Доктор технических наук, профессор, академик Российской академии космонавтики, заслуженный деятель науки Российской Федерации [1].

Чаплинский В.С. родился в деревне Мишковичи Витебской области. Счастливое детство было нарушено войной. Тяжелые годы фашистской оккупации он провел в партизанской зоне. За это период он вполне познал звериную жестокость немецких захватчиков и полную противоположность — беззаветную преданность и любовь нашего народа к своей стране, благородство простых людей, самоотверженно вставших на путь борьбы с ненавистным врагом.

Благодаря своим глубоким научным знаниям, умение выделять и решать ключевые вопросы Владимир Степанович имел огромный авторитет во многих научных и производственных организациях космической отрасли. Своими практическими советами и непосредственным участием в разработке перспективных информационно-измерительных средств, способствовал решению сложных технических вопросов по обеспечению высокой точности космической навигационной системы ГЛОНАСС, обеспечения выведения КА с использованием РКН «Протон-К», «Протон-М», «Рокот», «Ангара» [2–4]. Под его непосредственным руководством и при личном участии проведено проектное обоснование состава средств контроля орбит выведения полезных нагрузок космического назначения разработки ГКНПЦ им. М.В. Хруничева, измерительных средств наземного комплекса управления малыми КА ДЗЗ и связи.

Завершив службу в Вооруженных силах, он продолжал участвовать в общественных делах, связанных с космонавтикой. Являясь профессором Московского технологического университета, он читал курсы лекций по космическим средствам навигации, управления и связи, по информационно-измерительным системам и технологиям, проводил лабораторные и практические занятия, руководил курсовым и диплом-

ным проектированием студентов, читал лекции аспирантам. Свидетельством высочайшей научной квалификации Чаплинского В.С. является наличие более 500 научных трудов, авторских свидетельств и патентов на изобретения [1].

Его плодотворный научный труд отмечен орденом Трудового Красного Знамени, 12-ю медалями СССР и Российской Федерации, наградами Роскосмоса, Российской академии космонавтики имени К.Э. Циолковского и Российской федерации космонавтики.

Владимир Степанович остался для меня и для всех товарищей, примером русского ученого, патриота. Он мог помочь всем, кто об этом попросил. При своей эрудиции и знаниях он мог найти практические решения многих проблем.

Он всегда был добр, искренен, отзывчив, крайне вежлив, очень ответственно относился к порученным обязанностям — как служебным, так и общественным. И никогда не терял оптимизма.

Память о его впечатляющей научной деятельности, его жизненный позиции и доброжелательном отношении к окружающим мы передадим последующему поколению для обеспечения успехов нашей России и можно смело назвать его одним из активных творцов космического подвига нашего народа [1].

Литература

[1] Коновалов В.П., Макаров М.И., Меньшиков В.А. Чаплинский Владимир Степанович. Жизнь и ракетно-космическая наука. Москва, Ассоциация «МАКСМ», 2022,172 с.

[2] Мещеряков И.В., Фаворский В.В. Военно-космические силы. Кн. 1. Космонавтика и вооруженные силы. Москва, Наука, 1997, 424 с.

[3] Мещеряков И.В., Фаворский В.В. Военно-космические силы. Посвящается 40-летию космической эры (1957–1997). Москва, 1997–2001.

[4] Иванов В.Л., Баранова Л.Т., Безбородов В.К. и др. Военно-космические силы. Кн. III. Москва, Вестник Воздушного флота, 2001, 319 с.

УДК 008.2

Орбитальные станции: мечты и реальность

Чуцков Александр Иванович tenhi_9@mail.ru
Администрация Новокубанского района

Будущее орбитальных станций пока неопределено. Одни считают, что надо строить полноценные колонии типа «Стэнфордского тора». Другие говорят, что станции только пожирают ресурсы, а нам нужно сразу осваивать Луну и лететь на Марс, но в каком бы направлении ни двинулась дальнейшая экспансия человечества, одно можно сказать наверняка: орбитальные станции, фантастические и реальные, помогают нам привыкнуть к мысли, что враждебный космос все-таки может стать жилым.

Ключевые слова: *космос, орбита, станции, будущее, освоение космоса человеком*

Исаак Ньютон в своей фундаментальной работе «Математические начала натуральной философии» (1687) предложил разогнать пушечное ядро до такой скорости, что оно не упадет на Землю, а будет бесконечно долго вращаться по орбите. Идею много позже обыграли французские фантасты Жюль Верн и Андре Лори в романе «Пятьсот миллионов бегумы» (1879). Немецкий фантаст и философ Курт Лассвиц в романе «На двух планетах», впервые опубликованном в октябре 1897, года описал тайную базу высокоразвитой цивилизации марсиан на на северном полюсе Земли [1]. Над базой на высоте 6356 километров находится космическая станция: гигантское колесо с внешним диаметром 120 метров и внутренним — 50 метров. Станция служит «перевалочным пунктом» для кораблей марсиан. По сути, Курт Лассвиц был первым автором, который предположил, что орбитальную станцию можно использовать как базу для обслуживания и заправки межпланетных кораблей. Дальнейшее развитие идея орбитальной станции получила в трудах основоположников теоретической космонавтики.

Константин Циолковский впервые коснулся этой темы в научно-фантастической повести «Вне Земли» [2], первые главы которой были опубликованы в популярном журнале «Природа и люди» в 1918 году.

Циолковский предполагал, что в будущем (ориентировочно после 2017 года) ученые придумают, как запустить на геостационарную орбиту тысячи ракет с пассажирами, которые начнут строить станцию в виде цилиндрической оранжереи. Она должна будет медленно вращаться, но не для создания искусственной силы тяжести, а для регулиро-

вания внутренней температуры. Такие станции-оранжереи, по замыслу Циолковского, можно будет соединять друг с другом, создавая в космосе более крупные сооружения — в виде пятиконечных звезд или простых геометрических фигур.

Для калужского мыслителя строительство обитаемых станций на орбите было одним из обязательных этапов на пути к освоению космоса. Он верил, что, когда население станций достигнет десятков тысяч человек, они отправятся в межпланетное путешествие, используя ресурсы встречных астероидов и комет. Вырвавшись из гравитационного «колодца», земляне станут поистине галактической цивилизацией. Идеи Циолковского нашли отражение в более поздней советской фантастике — например, в романе Александра Беляева «Звезда КЭЦ» (1936) [3].

Другой основоположник космонавтики, немец Герман Оберт, прагматичнее подошел к идее орбитальной станции. В двух своих книгах «Ракета в межпланетное пространство» (1923) и «Пути осуществления космического полета» (1929) он изложил проект большой ракеты массой 300–400 тонн, которая могла бы оставаться на высокой орбите сколь угодно долго. При необходимости, писал Оберт, можно запустить две одинаковые ракеты, связать их тросом и раскрутить друг относительно друга, чтобы создать внутри искусственную силу тяжести. Предполагалось, что станция облегчит морскую навигацию, связь, картографирование, отслеживание айсбергов. Кроме того, Оберт предлагал собрать рядом со станцией огромное зеркало, которое могло бы концентрировать солнечные лучи на любой точке земной поверхности для воздействия на климат или для уничтожения вражеских войск и даже городов.

В 1929 году появился еще более оригинальный проект — космической станции на гелиоцентрической орбите (то есть искусственной планеты). Его предложил английский физик Джон Бернал, известный как автор термина «научно-техническая революция». Станция представляла собой сферу диаметром 16 километров, изготовленную из материала астероидов и способную вместить от 20 до 30 тысяч человек — они должны были жить на ее внутренней поверхности. Бернал полагал, что выход в космос даже на примитивных ракетах настолько мощно стимулирует прогресс, что строительство внеземной колонии станет неизбежным. Она могла бы служить площадкой для старта и ремонта межпланетных кораблей, для астрономических наблюдений и для космического туризма.

Но главной целью сферической станции должно было стать снижение демографического давления на Земле. Джон Бернал, как и многие ученые первой половины XX века, полагал, что скоро наша планета окажется перенаселена, природные ресурсы будут исчерпаны, и возникнет нужда в строительстве искусственных планет. Когда и их окажется слишком много на орбите вокруг Солнца, некоторые из сфер-колоний отправятся в полѣт к соседним звездам.

В 1928 году австро-венгерский военный инженер Герман Ноордунг (Поточник) развил проект орбитальной станции Германа Оберта в своей книге «Проблема преодоления космического пространства. Ракетный двигатель». Станция Ноордунга состояла из трех модулей: «жилого колеса» диаметром 30 метров, вращающегося для создания искусственной силы тяжести, электростанции с параболическим зеркалом и обсерватории. Инженер предлагал запустить станцию на высокую геостационарную орбиту, удобную для научных исследований.

Параллельно с Ноордунгом над концепцией орбитальной станции работал австрийский инженер-изобретатель Гвидо фон Пирке. В своей статье «Межпланетные маршруты» (1928) он на цифрах показал, что старт межпланетного корабля с орбитальной станции энергетически выгоднее, чем с земного или лунного космодрома. При этом, подчеркивал фон Пирке, строительство такой станции будет необычайно трудным и затратным делом, однако позднее, когда начнутся полеты к Венере и Марсу, все усилия окупятся

сторицей. Убедительные выкладки австрийца способствовали тому, что «наблюдательная станция» в работах теоретиков была вытеснена концепцией «космического порта».

С книгами Оберта, Ноордунга и статьями фон Пирке был, без сомнения, знаком молодой немецкий инженер Вернер фон Браун, возглавивший ракетную программу Третьего рейха. Еще в школе он под впечатлением от их трудов написал фантастический рассказ «Лунетта» (1929), в котором подробно обрисовал устройство станции, построенной по проекту Оберта. Чтобы мечты предшественников стали реальностью, фон Браун посвятил себя ракетостроению и добился немалых успехов: под его руководством в центре Пенемюнде была сконструирована и построена тяжtлая баллистическая ракета «А-4», ныне известная как «Фау-2». В 1944 году она стала первой ракетой в истории, которая преодолела условную границу космоса на высоте 100 километров. Однако, вопреки планам Вернера фон Брауна и его соратников, гитлеровцы использовали «А-4» не для проникновения в околоземное пространство, а для обстрела Лондона.

После войны инженерные таланты немецких ракетчиков оказались востребованы в странах-победительницах. Вернера фон Брауна с группой специалистов вывезли в США, где они занялись привычным делом — изготовлением военных ракет. При этом немецкий конструктор не забыл о своих юношеских мечтах: в резюме, составленном для американских «кураторов» в 1946 году, он привtл описание космической станции в виде вращающегося колеса с зеркалом.

Широкую известность идеям фон Брауна принес Первый симпозиум по космическим полетам, который состоялся 12 октября 1951 года в планетарии Хейдена (Нью-Йорк). По его итогам в марте 1952 года журнал Collier’s опубликовал серию материалов о грядущих полtтах в космос, проиллюстрированных Чесли Боунстеллом. Среди прочего, была опубликована и статья немецкого конструктора о вращающейся тороидальной станции, облик которой на два десятилетия определил представления ученых и фантастов о покорении ближнего космоса.

Инженерная мысль не стояла на месте. Запуски искусственных спутников, орбитальные полtты космонавтов и астронавтов, подготовка к высадке на Луну — казалось, что быстрая космическая экспансия уже началась. Фантасты и футурологи 1960-х годов были уверены, что в течение ближайших десятилетий земляне доберутся до соседних планет и астероидов, развернут там обитаемые базы и начнут подготовку к межзвездной экспедиции. Под стать этим ожиданиям менялись и проекты станций [4].

В 1969 году американский физик Джерард О’Нил, который увлекался космонавтикой и даже подавал документы в отряд астронавтов, предложил проект космической колонии в виде вращающихся сферы или цилиндра. Он предложил разместить их в либрационных точках пространства, где силы гравитации Земли и Луны взаимно уравновешиваются.

На основе своих изысканий О’Нил написал статью «Колонизация космоса», но сумел опубликовать ее только в 1974 году. За это время он прочитал о собственном проекте несколько лекций, которые вызвали интерес в научных кругах. Физик говорил, что его «цилиндры» способны решить многие проблемы человечества: расширить пространство обитания, гарантировать цивилизационное разнообразие, снизить демографическое давление, улучшить экологию и так далее. Неожиданную поддержку О’Нил получил от Артура Кларка, который пришел к сходной концепции в романе «Свидание с Рамой» (1972).

В мае 1974 года О’Нилу удалось организовать в стенах Принстонского университета двухдневную конференцию по вопросам космической колонизации, в работе которой приняли участие научные журналисты и представители NASA. После нее о проекте узнала массовая аудитория, а также влиятельные политики. О’Нил получил грант на исследования и смог тщательнее проработать идею.

Колонизацию космоса физик разделил на три этапа, каждый из которых был связан со строительством большой обитаемой станции: шарообразных «Острова-1» и «Острова-2», а также состоящего из двух цилиндров «Острова-3». Последнее сооружение поражало своими размерами: 8 километров в диаметре и 32 километра длиной. Изготовить его должны были из материала Луны, доставленного в либрационную точку с помощью электромагнитных катапульт. Хотя стоимость строительства «островов» оценивалась в сотни миллиардов долларов, О'Нил утверждал, что они вполне могут окупиться, если будут служить как солнечные электростанции, передавая энергию на Землю с помощью микроволнового излучения.

В качестве альтернативы проекту О'Нила группа студентов из Стэнфордского университета предложила вращающееся космическое колесо диаметром 1,8 километра с населением 10 тысяч человек. Сооружение, прозванное в литературе «Стэнфордским тором», понравилось фантастам: его можно увидеть, например, в фильмах «Господин Никто» (2009) и «Элизиум» (2013).

В Советском Союзе идею орбитальной станции популяризировали Ари Штернфельд и Борис Ляпунов. Станцию, созданную по их концепции, можно увидеть в фильме Павла Клушанцева «Дорога к звездам» (1957). Этот образ оказал влияние и на западный кинематограф: например, в любви к работам Клушанцева признавался Стэнли Кубрик, который позаимствовал оттуда некоторые визуальные решения для своей «Космической одиссеи».

Главный конструктор ракетно-космической техники Сергей Королёв подошtл к идее орбитальных станций прагматически: они должны были решать научные и военно-прикладные задачи, служить прототипами межпланетных кораблей и промежуточными базами на пути к Луне. К сожалению, до запуска первых станций Королёв не дожил, и его планы реализовывали соратники.

В распоряжении советских специалистов находилась ракета-носитель «Протон» с грузоподъемностью до 23 т, что накладывало ограничение на габариты и возможности станций. Первая из них под названием «Салют» была выведена на орбиту 19 апреля 1971 года. Ее эксплуатация закончилась трагически: экипаж «Союза-11», работавший на ней, погиб при возвращении на Землю из=за разгерметизации. Саму станцию свели с орбиты в октябре того же года. Судьба «Салюта-2» тоже незавидна: станция получила повреждения при запуске и сгорела в атмосфере. Станция «Салют-3» смогла принять только одну экспедицию (вторая вернулась на Землю из-за неисправной системы стыковки), после чего была затоплена.

Впрочем, неудачи начального этапа не помешали дальнейшему развитию программы [5]. В космос отправились станции «Салют-4» и «Салют-5», за ними — «Салют-6» и «Салют-7», конструкция которых позволяла пристыковывать сразу два корабля. На каждую следующую станцию совершалось больше экспедиций, чем на предыдущую. 20 февраля 1986 года был запущен базовый блок орбитального комплекса «Мир» — прототипа большого космического города. Станция провела на орбите 5511 дней, совершив 86 331 оборот вокруг Земли.

Несмотря на огромные экономические и политические проблемы, которые переживала Россия, на станции «Мир» постоянно работали экипажи: за 15 лет там побывали 104 космонавта из 12 стран. Рекорд по непрерывному пребыванию на орбите, который не побит по сей день, принадлежит врачу Валерию Полякову: появившись на борту «Мира» 10 января 1994 года, он возвратился домой через 437 суток и 17 часов. Станцию «Мир» можно увидеть в фантастических фильмах «Армагеддон» (1998), «Контакт» (1997), «Вирус» (1999) и «Железное небо» (2012). Отечественный кинематограф ограничился одним фильмом — «Воры и проститутки» (2004).

Опыт эксплуатации «Мира» пригодился при строительстве Международной космической станции (МКС), сборка которой началась с запуска блока «Заря» 20 ноября 1998 года и продолжается по сей день.

С начала 1990-х годов отечественные специалисты обсуждают различные концепты Российской орбитальной станции (РОС). Например, рассматривались варианты под рабочими названиями «Мир-2», «Русь» и «Надежда». Но ни один из них не получил поддержки, ведь все ресурсы уходили на строительство МКС.

Проект РОС включает пять модулей: многоцелевой лабораторный модуль «Наука» (в 2021 году такой же модуль пристыкован к МКС), узловой модуль «Причал», шлюзовой модуль, научно-энергетический модуль и трансформируемый (надувной) модуль. Интересно, что станция будет находиться на сравнительно высокой орбите (наклон 64,8° против 51,6° у МКС), что позволит запускать к ней ракеты с космодрома Плесецк.

Государственные космические агентства редко позволяют себе пофантазировать и заглянуть в будущее дальше чем на 20–30 лет. Совсем другое дело — частники. Российская группа компаний «Галактика» разрабатывает проект настоящего орбитального города на 10 тысяч жителей. Ее сотрудники учли опыт предшественников, которые занимались вопросами космических колоний, и соединили в своей концепции лучшие теоретические достижения Принстонского и Стэнфордского университетов. Они остановили свой выбор на вращающемся жилом торе диаметром 2 километра. Материал для его сооружения можно добывать на Луне, отправляя в космос готовые элементы конструкции с помощью электромагнитной катапульты.

Построить город в пустоте будет, конечно, непросто. Нужны сверхтяжелые ракеты-носители и мощное транспортное средство, чтобы доставить людей и технику на Луну. Нужны модули для лунной базы и промышленные роботы, которые смогут перерабатывать лунный грунт, извлекая из него кремний, железо, алюминий, титан и кислород. Нужны десятки тысяч специалистов. Вероятнее всего, орбитальный город «Галактики» останется на бумаге, — но даже так он может послужить прогрессу, указывая нам цели и определяя границы возможного.

В последнее время космические станции появились и у Китая. Сейчас на орбите находится «Тяньгун-2» («Небесный дворец 2»), выведенная туда в сентябре 2016 года. Мы уже видели одну из китайских станций в фильме «Гравитация», и не приходится сомневаться, что со временем они все чаще будут появляться на экранах.

Впрочем, будущее орбитальных станций пока неопределено. Одни считают, что надо строить полноценные колонии типа «Стэнфордского тора». Другие говорят, что станции только пожирают ресурсы, а нам нужно сразу осваивать Луну и лететь на Марс. Но в каком бы направлении ни двинулась дальнейшая экспансия человечества, одно можно сказать наверняка: орбитальные станции, фантастические и реальные, помогают нам привыкнуть к мысли, что враждебный космос все-таки может стать жилым.

Литература

[1] Лассвиц К. На двух планетах [Auf zwei Planeten]. 1897. URL: https://fantlab.ru/work172077 (дата обращения 12.12.2022).

[2] Циолковский К.С. Вне Земли. Сборник научно-популярных и научно-фантастических работ. Москва, ООО «Луч», 2008, 368 с.

[3] Беляев А. Звезда «КЭЦ». 1936. URL: https://fantlab.ru/work3064 (дата обращения 12.12.2022).

[4] Ганн Дж. Станция в космосе [Station in Space]. 1958. URL: https://fantlab.ru/work69798 (дата обращения 12.12.2022).

[5] Шаталов В.А. Трудные дороги космоса. Москва, Молодая гвардия, 1981, 320 с. (Люди и космос).

УДК 621.833.3

Конструкция беззазорного нереверсивного винтового механизма для изделий космической техники

Носова Офеля Али кызы ofelia_06@mail.ru
АО «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева»

Денискин Денис Геннадьевич deniskin_denis@bk.ru
АО «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева»

Блинов Дмитрий Сергеевич dmitriyblinov@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Носов Александр Сергеевич alekstambov@mail.ru
АО «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева»

Для обеспечения жизненного цикла космических аппаратов используются линейные приводы с различными конструкциями винтовых исполнительных механизмов. В ряде изделий требуются нереверсивные приводы. Часто требуются высокоточные приводы, не допускающие люфтов. Работа посвящена обоснованному выбору беззазорного винтового механизма для нереверсивного привода, который обеспечивал бы высокую надежность, малую массу и габариты, высокий КПД. На основе обзора конструкций винтовых механизмов, их характеристик и особенностей эксплуатации был выбран беззазорный нереверсивный роликовинтовой механизм. Разработаны конструкции этого механизма и испытательного стенда, начато изготовление деталей механизма и стенда.

Ключевые слова: *габариты, КПД, нагрузочная способность, винтовой механизм, беззазорный нереверсивный роликовинтовой механизм*

Введение

Космические аппараты (КА) являются уникальными, высокотехнологичными изделиями большой стоимости. Если рассмотреть их жизненный цикл [1] от изготовления до спуска с орбиты или утилизации, то для его обеспечения используется очень большое количество разнообразного оборудования, в том числе различных механических приводов. Механические приводы конкурируют с электрогидравлическими приводами, обеспечивая большую надежность, меньшую массу, удобство хранения и применения, лучшую управляемость, простоту и гибкость компьютерного программируемого позиционирования и т. д. Кроме того, для них не требуется преобразовывать один вид энергии в другой, и они практически не оказывают вредное воздействие на окружающую среду. Поэтому для высокотехнологичных изделий считают электромеханические приводы более перспективными [2].

Известно, что механические приводы разделяются в зависимости от сочетания видов движения входного и выходного звеньев [3]. При этом большую долю составляют приводы, в которых входное звено вращается, а выходное совершает поступательное движение — линейные приводы. Среди них доминируют приводы с винтовыми исполнительными механизмами, которые и будем рассматривать в дальнейшем.

Цель исследования – сделать обоснованный выбор высокоточного нереверсивного винтового механизма с повышенной надежностью, высоким КПД и малой массой.

Обзор линейных приводов, участвующих в жизненном цикле космического аппарата, и требования предъявляемые к ним. Объекты исследований

Линейные приводы применяют: в конструкциях КА; в технологическом оборудовании и оснастке для изготовления деталей и узлов КА; в оборудовании для монтажа и транспортировки; в испытательном оборудовании; в оборудовании для обеспечения старта и т.д. Не будем рассматривать линейные приводы, применяемые в конструкциях КА, к которым предъявляются специальные требования.

Условное разделения линейных приводов и их исполнительных механизмов зависит от предъявляемых к ним требований, в числе которых:

- обеспечение заданной надежности привода;
- обеспечение требуемого ресурса работы привода;
- передача заданной нагрузки (приведенной нагрузки);
- обеспечение заданной жесткости;
- обеспечение заданных кинематических параметров;
- обеспечение заданной точности позиционирования выходного звена исполнительного механизма (может допускаться осевой люфт или нет);
- возможности функционирования в заданных условиях (температура, вибрации и удары, воздействие окружающей среды и т. д.);
- обеспечение заданных габаритов и массы;
- обеспечение заданного энергопотребления (КПД) и другие.

Малые массогабаритные параметры и высокий КПД должны обеспечивать все приводы, но и здесь имеются исключения, которые объясняются существенным снижением себестоимости изготовления привода, обеспечивающего работоспособность. Далее приводы могут быть высокоточными или не обладать высокой точностью, скоростными или работать медленно, высоконагруженными или кинематическими, реверсивными или нереверсивными, и т. д. Многие приводы достаточно хорошо изучены, но есть пробелы в их изучении, которые влияют на выбор и проектирование таких приводов. Недостаточно изучены нереверсивные приводы, которые должны обеспечивать высокую точность и не допускать люфтов. Выберем исполнительные механизмы таких приводов в качестве объектов данного исследования. Такие механизмы применяются в конструкциях прессов, кантователей и другого оборудования.

Обзор конструкций винтовых механизмов для обеспечения поставленной цели

Винтовые механизмы подразделяются на механизмы скольжения и качения [3]. В нереверсивных винтовых механизмах скольжения рекомендуется применять упорную резьбу, обеспечивающую меньшую массу и более высокий КПД, чем другие резьбы. Но механизм с упорной резьбой нельзя спроектировать беззазорным, так как

для компенсации зазоров нужна резьба с симметричным профилем [3], например трапецеидальная резьба. Для компенсации зазоров в винтовом механизме с трапецеидальной резьбой гайку выполняют сборной, между полугайками устанавливают компенсатор, и резьбовыми деталями сближают полугайки до выборки зазоров. При необходимости уменьшают толщину компенсатора [3]. Таким образом, винтовые механизмы скольжения с упорной резьбой не позволяют компенсировать зазоры, а беззазорные винтовые механизмы скольжения с трапецеидальной резьбой являются реверсивными. Они из-за меньше высоты гайки обладают меньшей нагрузочной способностью. Отсюда их можно использовать для односторонней передачи нагрузки, но с большими габаритами и массой.

Винтовые механизмы скольжения, как с упорной, так и с трапецеидальной резьбой существенно уступают винтовым механизмам качения по КПД, долговечности, допускаемым скоростям и ускорениям выходного звена, теплостойкости и другим параметрам.

Переход в винтовых механизмах от трения скольжения к трению качения произошел из-за введения в конструкцию промежуточных между винтом и гайкой деталей. В конце XIX века были разработаны шариковинтовые механизмы (ШВМ) [3], в которых промежуточными деталями были шарики, катящиеся по желобам винта и гайки. Они возвращались в исходное положение по каналу возврата. Имея неоспоримые достоинства, ШВМ имеют ограничения по допускаемой скорости выходного звена, среднюю осевую жесткость и нагрузочную способность, небольшой диапазон изменения передаточного числа и ряд других недостатков. В беззаззорном ШВМ зазоры компенсируются таким же способом, что и в винтовых механизмах скольжения [3]. Из-за меньшей высоты гайки нагрузочная способность беззазорных ШВМ примерно в два раза ниже таких же механизмов с зазорами. При этом беззазорные ШВМ являются реверсивными, но, выбрав больший типоразмер, их можно использовать для односторонней передачи нагрузки.

Во второй половине XX века из-за стремительного развития машиностроения возможности по нагрузочной способности и быстроходности ШВМ перестали удовлетворять потребителей, поэтому были разработаны и стали внедряться роликовинтовые механизмы (РВМ) [3], в которых между винтом и гайкой устанавливают резьбовые ролики. РВМ имеют целый ряд конструкций и исполнений [4], но все они реверсивные. Используя известный способ, получают беззазорные РВМ, которые имеют в два раза меньшую нагрузочную способность и в восемь раз меньший ресурс, чем РВМ с осевыми зазорами [4]. Поэтому для заданной нагрузки приходится выбирать больший типоразмер, проигрывая в габаритах, массе и стоимости изготовления механизма.

Беззазорные РВМ и особенности их применения

Выполненный в работе [4] обзор беззазорных РВМ позволяет сделать вывод, что условно эти механизмы можно разделить на две группы. К первой группе относятся беззазорные РВМ (традиционные), в которых зазоры компенсируют за счет осевого сближения двух полугаек. Ко второй группе относятся беззазорные РВМ, в которых цельную гайку деформируют в радиальном направлениями различными способами. Надежность таких механизмов ниже, а нагрузочная способность и ресурс выше, чем беззаззорных РВМ первой группы. Так как для изделий космической техники надежность является определяющим параметром, то ставится задача по модернизации тра-

диционной конструкции беззазорного РВМ с целью повышения его нагрузочной способности и ресурса.

Модернизация конструкции традиционного беззаззорного РВМ для обеспечения поставленной цели

Разработан новый беззазорный РВМ, который отличается от традиционного тем, что вместо двух полугаек равной длины в нем одна часть сборной гайки имеет длину в 1,5 раза больше, чем длина другой части сборной гайки [5]. Это позволило повысить в 1,5 раза нагрузочную способность и почти в 3,5 раза ресурс нового РВМ по сравнению с аналогичными характеристиками традиционного РВМ. При этом нагрузочная способность разработанного механизма при передачи нагрузки в разные стороны существенно отличается, что переводит его в разряд нереверсивных механизмов.

Заключение

В настоящее время разработана конструкция нового беззазорного РВМ и экспериментального стенда для испытаний. Отработана технология и начато изготовления деталей механизма и экспериментального стенда.

Литература

[1] Сердюк В.К. Проектирование средств выведения космических аппаратов. Москва, Машиностроение, 2009.

[2] Exlar. Automation Solutions. Exlar Corporation, 2017. URL: https://www.tgdrives.cz/fileadmin/user_upload/Exlar/linear-actuators-2017.pdf (дата обращения 09.09.2022).

[3] Ряховский О.А., ред. Детали машин. 4-е изд. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014.

[4] Блинов Д.С., Егоров О.В., Носов А.С. Обзор известных конструкций беззазорных планетарных роликовинтовых механизмов и разработка новых конструкций с цельной тонкостенной гайкой. Справочник. Инженерный журнал, 2018, № 12, с. 17–26. DOI: https://doi.org/10.14489/hb.2018.12.pp.017-026

[5] Носова О.А., Блинов Д.С., Носов А.С., Денискин Д.Г. Высокоточные нереверсивные линейные приводы на базе планетарных роликовинтовых механизмов для космической техники. XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, т. 2, с. 412–415.

УДК 629.786.2.05

Проблемные вопросы контроля выведения многоспутниковых низкоорбитальных космических систем комплексного обслуживания потребителей

Коновалов Владислав Петрович konvp38@mail.ru
НИИ КС имени А.А. Максимова — филиал АО ГКНПЦ им. М.В. Хруничева

Рассмотрены требования и особенности контроля выведения на орбиту и развертывания низкоорбитальных многоспутниковых систем связи и передачи данных с учетом ограничений на зоны радиовидимости наземных измерительных пунктов наземного автоматизированного комплекса управления космическими аппаратами и измерительного комплекса космодрома. Предложены мероприятия по обеспечению глобальности контроля с использованием космических систем ретрансляции и навигации.

Ключевые слова: *зона радиовидимости, космическая система, наземный измерительный пункт, навигационная информация, телеметрическая информация, скорость передачи информации, спутник-ретранслятор*

Космическая техника от запуска первого искусственного спутника Земли (ИСЗ) прошла этапы создания первых уникальных космических аппаратов (КА), серии одиночных КА конкретного целевого назначения, разработки постоянно действующих космических систем (КС), состоящих из нескольких или многих одновременно функционирующих на орбитах КА связи, дистанционного зондирования земли (ДЗЗ), навигации, метеообеспечения и других.

КС связи и передачи данных (КССПД) в XXI веке проходят новый этап — обеспечение потребителей связью не только через наземные центральные станции и пункты космической связи, а напрямую к предоставлению по каналам КА — потребитель глобального в масштабах Земли on-line режима мультисервисных услуг (речь, телевидение, видеоизображение, цифровые данные, координаты, сигналы времени), в том числе с использованием широкополосного Интернета.

При этом число потребителей, включая подвижные наземные и воздушные, может составлять многие тысячи и миллионы. Перспективные многоспутниковые КССПД будут состоять из сотен и тысяч взаимодействующих между собой малогабаритных КА (МКА), размещенных на орбитах с различным наклонением и различных высотах, в основном, до1000 км. Для каждого наклонения число орбитальных плоскостей с МКА может составлять несколько десятков, а число МКА в плоскости — 2–3 десятка.

Разработкой подобных систем занимаются уже около 10 организаций в различных странах: США (корпорация «SpaceX»), Великобритания («OneWeb»), КНР разрабатывает космический Интернет с протоколом 5G и другие.

Так, возглавляемая миллиардером Илоном Маском корпорация «SpaceX» разрабатывает глобальную спутниковую систему высокоскоростного доступа в Интернет «Starlink». Начало разработки в 2015 г., тестовые образцы МКА запустили в космос в 2018 г., в 2019 г. запущена первая группа МКА Starlink. По проекту первая сеть системы будет иметь несколько сфер МКА на различных наклонениях орбит от 53° до 97°. Количество орбитальных плоскостей в одной сфере до 72. В каждой плоскости

до нескольких десятков МКА, за один запуск аппараты могут выводиться в три орбитальные плоскости. Например, 25.11.20 г. ракетой Falcon 9 выведена очередная партия из 60 МКА «Starlink» [1].

На орбитах уже находятся около 4 тысяч МКА «Starlink». Они работают с потребителями в высокочастотных Ku- и Ka-диапазонах, имеют межспутниковую лазерную связь. Имеют четыре антенные фазированные решетки. В мае 2022 г. число пользователей системы достигло 400 тысяч. Наземные терминалы выполняются в виде небольших плоских фазированных решеток. Тысячи таких терминалов завезены на Украину. «SpaceX» объявила о намерении дальнейшего развития системы «Starlink» и создания следующего поколения с увеличением количества МКА в несколько раз до 2030 г.

В нашей стране работа по проекту российской глобальной многофункциональной инфокоммуникационной спутниковой системы (ГМИСС) объявлена в 2018 г. в рамках ФЦП комплексного развития космических информационных технологий до 2030 г. (многоспутниковая космическая система «Сфера»).

Проект «Сфера» объединяет разнородные услуги: связь, передача данных, спутниковый Интернет, дистанционное зондирование Земли, навигация.

В проект «Сфера» войдут несколько группировок КА для выполнения более 100 функций, в том числе группировки высокоинформативного мониторинга на базе создания МКА (КС «Марафон» и «Скиф»). Разработка этих систем уже началась. На конференции «Satcomrus-2022» руководитель АО «ИСС» заявил, что предприятие готово за два года изготовить 264 МКА «Марафон» по новой цифровой технологии, один аппарат за 2–3 дня. Масса МКА будет не более 50 кг [2]. Все созвездие из 264 МКА может быть развернуто в 12 плоскостях на высоте порядка 750 км в период до 2027 года.

Блоки МКА (БМКА) по 20 -30 аппаратов могут выводиться на низкие рабочие орбиты ракетами космического назначения легкого класса с российских космодромов «Плесецк» и «Восточный».

К контролю выведения нового класса МКА таких многоспутниковых систем связи и передачи данных предъявляются повышенные требования по полноте и достоверности информационно-телеметрического (ИТО) и навигацинно-баллистического (НБО) обеспечения функционирования ракеты-носителя (РН) на активном участке траектории, на участках выведения на суборбитальную, переходную и целевые орбиты отделяемого от II ступени РН орбитального блока (ОБ) — разгонный блок (РБ) или выполняющего его задачи агрегатный модуль (АМ) и БМКА. Контролируется также увод РБ (АМ) от орбит МКА во избежание столкновения с ними и загрязнения аппаратуры МКА газами от работающих двигателей.

К НБО на этапе выведения, развертывания и эксплуатации системы предъявляются требования контроля с требуемой оперативностью и точностью траектории движения ракеты космического назначения (РКН) и МКА.

Сложность аппаратуры РКН с блоком МКА требует для контроля большой информативности телеметрического радиоканала, поэтому предполагается использовать высокоинформативную цифровую бортовую радиотелеметрическую систему (БРТС) «Орбита IV-АН» либо ее аналог — универсальную малогабаритную БРТС «Астра». При этом для увеличения информативности используются два комплекта БРТС, работающих на различных частотах и передающих информацию от разных датчиков.

В соответствии с исходными данными, в ходе предварительного проектирования КСИСО определено, что при запусках КА на солнечно-синхронные и круговые орби-

ты вся траектория выведения и целевые орбиты МКА находятся в зоне сплошного навигационного поля системы ГЛОНАСС. Точность определения навигационных параметров бортовой автоматизированной системы навигации (АСН) РКН, использующей навигационную аппаратуру потребителей (НАП), будет достаточна для решения целевых задач. Эта навигационная информация в составе ТМИ передается в наземные пункты КСИСО для решения задач НБО запуска.

Телеметрическая информация (ТМИ) и передаваемая в ее составе навигационная информация (НИ) принимается наземными измерительными пунктами (НИП) измерительного комплекса космодрома (ИКК) и наземного автоматизированного комплекса управления КА (НАКУ КА), которые расположены на континентальных участках страны и не могут непрерывно наблюдать всю траекторию выведения РКН и отделяемых блоков МКА.

При запуске РКН с космодрома «Плесецк» в зоне радиовидимости ИКК с использованием мобильных пунктов находится весь активный участок траектории (АУТ) и выход орбитального блока (ОБ) — АМ с БМКА на суборбитальную траекторию. Участок выдачи импульса маршевого двигателя (МД) АМ для перевода на целевую орбиту находится уже вне ЗРВ.

После входа ОБ в ЗРВ измерительного комплекса бортовая автоматизированная система управления (БАСУ) начинает выдавать команды на отделение групп МКА (по 3–4 в одной группе). Например, при выведении 22 МКА будет выполнено 7 команд на отделение. После отделения каждой группы включаются двигатели малой тяги (ДМТ) для увода АМ от МКА.

Первые группы отделяются в ЗРВ, часть групп — вне ЗРВ, заключительное отделение проводится вновь в ЗРВ.

Система телеизмерений работает в течение всего процесса выведения РКН и МКА. Вне ЗРВ ТМИ записывается в два бортовых статических запоминающих устройств, а в ЗРВ в режиме воспроизведения передается вместе с текущей ТМИ.

Расчеты показали, что существующие наземные антенно-фидерные устройства и приемно-регистрирующие станции позволяют принимать ТМИ систем «Орбита IV-АН» и «Астра» с требуемой скоростью передачи М16 и М8. Дооснащение и создание новых стационарных или мобильных НИП потребуется при запусках с космодрома «Восточный».

Существующая структура ИКК и НАКУ, состав, количество и характеристики технических средств, принятые решения по БИК позволяют выполнить задачи ИТО и НБО в полном объеме при отсутствии аварийных и серьезных нештатных ситуаций, связанных с динамическими операциями РН и ОБ.

Однако, учитывая возможность отказов в двигательных установках при выводе на целевую орбиту, отделении групп МКА, орбите увода и т. д., необходимо принимать специальные меры для получения необходимой ТМИ и определения причин аварийных ситуаций. Так, прием ТМИ в ЗРВ на целевой орбите проводится в условиях неопределенности о результатах выполнения импульса МД1 и отделении ОБ. Необходимо предусматривать подключение к приему ТМИ резервных антенн и МПРС, настраивая их на прием по целеуказаниям для возможных аварийных орбит.

Поскольку характер возможных нештатных ситуаций вне ЗРВ заранее не известен (полный отказ, частичная недоработка импульса МД и т. п.) возможна потеря информации, затрудняющая точно установить причины аварии. Кардинальным путем решения этой проблемы является использование космических систем ретрансляции (КСР) для обеспечения связи с РКН и КА вне ЗРВ стационарных наземных пунктов.

В течении нескольких десятилетий имеется опыт применения КСР для этих целей [3, 4]: наш спутник-ретранслятор (СР) «Луч» и «Альтаир» в 80-90-е годы, зарубежные КСР «TDRSS» в США, «Тяньлянь» в КНР и др.

В настоящее время в нашей стране развернута многофункциональная космическая система ретрансляции (МКСР) [3, 5] в составе трех геостационарных СР, обеспечивающая практически глобальную связь с космическими объектами в шаровом поясе вокруг Земли высотой до 2000 км. МКСР в течение нескольких лет применяется для передачи ТМИ с РБ «Фрегат» и видеоинформации с РН.

Созданная абонентская аппаратура ретрансляции (ААР) работает в S-диапазоне частот через всенаправленную антенну СР со скоростью передачи десятки бит в секунду, а через остронаправленную параболическую антенну со скоростью до 32 кбит/с. Такая информативность ААР не полностью устраивает разработчиков модернизированных РКН «Рокот», «Ангара» и др. Вопрос применения МКСР требует дальнейшей проработки по увеличению на порядок скорости передачи ТМИ через СР за счет создания более эффективных бортовых антенн РН и РБ, взаимного наведения их с антеннами СР, использования помехоустойчивого кодирования, применения более высокого диапазона частот, сопряжения ААР с БРТС, согласования всех вопросов с разработчиками МКСР и ее наземного сектора (КИС «Клен-Р», центр управления ретрансляцией и другими элементами).

Литература

[1] Запуски КА. Больше «Старлинков» для Маска. Русский космос, 2020, № 12, с. 62–65.

[2] Афанасьев И. ИСС имени Решетнева готовиться к «Сфере». Русский космос, 2021, № 6, с. 44–47.

[3] Коновалов В.П., Макаров М.И., Медведев А.А., Иванов В.Л., Чаплинский В.С. Космические системы ретрансляции информации для обеспечения функционирования ракетно-космической техники (ретроспектива, состояние и перспективы развития). Двойные технологии, 2017, № 4, с. 40–46.

[4] Макаров М.И., Макатров А.С., Богданов С.А., Куцевалов А.Т., Коновалов В.П. Информационно-телеметрическое обеспечение разгонных блоков в первой половине XXI века. Науч. тр. Научно-исследовательского института космических систем имени А.А. Максимова. Москва, НИИ КС им. А.А. Максимова, 2012, т. 1, с. 177–191.

[5] Тестоедов Н.А., Косенко В.Е., Выгонский Ю.Г., Кузовников А.В. и др. Космические системы ретрансляции. Москва, Радиотехника, 2017, 448 с.

УДК 629.7.017.1

Методический подход к оценке контрольных уровней вероятности успешного выведения космического аппарата на заданную орбиту

Клименко Юрий Львович klim.uriy.2018@gmail.com
Филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» – «НИИ КС им. А.А. Максимова»

Гончаров Владимир Владимирович goncharowww@mail.ru
Филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» – «НИИ КС им. А.А. Максимова»

Предложен методический подход и алгоритм интервальной оценки контрольных уровней основного показателя надежности перспективных космических ракетных комплексов — вероятности успешного выведения космического аппарата на заданную орбиту на основе байесовских интервальных оценок, полученных по результатам наземной экспериментальной отработки и летных испытаний. Показана эффективность предложенного алгоритма.

Ключевые слова: *космический ракетный комплекс, космический аппарат, заданная орбита, контрольный уровень, показатель надежности, байесовский подход*

В соответствии с основными нормативно-техническими документами требования к показателям надежности космических ракетных комплексов (КРК) и их изделий устанавливают в виде:

- нормативного значения показателя надежности;
- контрольного уровня показателя надежности (нижней односторонней доверительной границы, толерантного предела, если улучшению надежности соответствует большее значение показателя надежности, и верхней односторонней доверительной границы, толерантного предела, если улучшению надежности соответствует меньшее значение показателя);
- нормативного значения доверительной вероятности, с которой должен быть подтвержден контрольный уровень показателя надежности к моменту завершения летных испытаний (ЛИ).

Как правило, контрольные уровни показателей надежности КРК подтверждаются в три этапа:

- 1 этап — по результатам наземной экспериментальной отработки;
- 2 этап — по результатам летных испытаний;
- 3 этап — по результатам начального этапа эксплуатации (10÷20 пусков).

Для каждого этапа требования по надежности КРК считаются выполненными, если оценка контрольного уровня показателя надежности в виде нижней односторонней доверительной границы, определенной с доверительной вероятностью, превышает контрольный уровень показателя надежности для каждого этапа.

Для получения достоверных результатов уровень доверительной вероятности устанавливается не ниже 0,8–0,9.

При определении контрольных уровней показателей надежности необходимо учитывать нормативные значения показателей надежности, а также прогнозные значения, полученные по результатам эскизного (технического) проектирования КРК.

Из вышеизложенного следует, что процесс оценки и контроля показателей надежности КРК и его элементов должен представлять собой поэтапное их определение, начиная с этапа проектирования — точечная оценка показателя (математическое

его ожидание, прогнозная оценка показателя надежности), полученная расчетным путем, которая может быть использована в некоторых случаях как априорная для получения расчетно-экспериментальных оценок надежности на последующих этапах: наземной экспериментальной отработки, летных испытаний и эксплуатации.

Приведенная схема получения оценок показателей надежности предполагает последовательный полный учет информации о надежности КРК, что предполагает использование байесовских процедур интервального оценивания.

Вместе с тем, следует отметить, что если для единичных показателей надежности КРК байесовские процедуры интервального оценивания хорошо проработаны [1–4], то для таких показателей надежности, как вероятность успешного выведения космического аппарата (КА) на заданную орбиту, зависящих от ряда дополнительных показателей надежности, данные процедуры отсутствуют. Поэтому разработка байесовских процедур оценивания контрольных уровней основного показателя надежности КРК в указанном случае является актуальной и представляет как практическую, так и научную ценность.

Аналитические выражения и конструктивные вычислительные схемы для определения вероятности успешного выведения КА на заданную орбиту получены для тех случаев, когда в процессе выведения разгонный блок не участвует (например, при осуществлении выведения на заданную орбиту элементов орбитальной пилотируемой станции). Результаты исследований, проведенные по разработанным алгоритмам оценки вероятности успешного выведения КА на заданную орбиту, показали следующее:

- предлагаемый метод позволяет установить взаимосвязь подтвержденного контрольного уровня вероятности выведения КА на заданную орбиту, полученного по результатам наземной экспериментальной отработки, с контрольным уровнем, заданным для этапа летных испытаний КРК;
- наибольшая эффективность метода проявляется на этапе летных испытаний и начальном этапе эксплуатации КРК;
- при современной тенденции к сокращению объемов летных испытаний современных КРК, а также с учетом того, что в процессе летных испытаний КРК часть отказов может быть отнесена к разряду незачетных, предложенный метод целесообразно распространить и на начальный период эксплуатации КРК;
- при условии наблюдения порядка 40 успешных применений КРК классическая и байесовская интервальная оценка контрольного уровня рассматриваемого основного показателя надежности КРК практически совпадают, что подтверждает состоятельность оценок, получаемых по предлагаемому методу;
- при неограниченном возрастании количества применений КРК нижние границы доверительных интервалов, полученные при различных априорных оценках, стремятся к нормативному значению вероятности успешного выведения КА на заданную орбиту.

Литература

[1] Гончаров В.В., Клименко Ю.Л., Кучеров А.А. Применение байесовского подхода для оценки контрольных уровней коэффициента готовности перспективных космических ракетных комплексов. XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, т. 2, с. 351–353.

[2] Капур К., Ламберсон Л. Надежность и проектирование систем. Москва, Мир, 1980, с. 386–403.

[3] Надежность и эффективность в технике. Справочник в 10 т. Т. 5. Проектный анализ надежности. Москва, Машиностроение, 1987, с. 184–211.

[4] Де Гроот М. Оптимальные статистические решения. Москва, Мир, 1974, с. 160–187.

УДК 004.056.5

Программный комплекс обеспечения информационной безопасности при работе с данными дистанционного зондирования Земли в территориально-распределенных системах: задачи и возможности

Азаренко Людмила Григорьевна azarenkol66@mail.ru
Филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» – «НИИ КС им. А.А. Максимова»

Черняков Вадим Георгиевич strelets.66@mail.ru
Филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» – «НИИ КС им. А.А. Максимова»

Лепешкин Дмитрий Сергеевич Lepeshkin_ds@spacecorp.ru
АО «Российские космические системы»

Линьков Алексей Дмитриевич linkov_aleks@mail.ru
АО «Российские космические системы»

Маленов Алексей Владимирович malenov_av@spacecorp.ru
АО «Российские космические системы»

Калинин Сергей Юрьевич obzor.55@mail.ru
АО «Российские космические системы»

Рассмотрены возможности и перспективы обеспечения информационной безопасности при работе с данными ДЗЗ (дистанционного зондирования Земли) в территориально-распределенных системах. В рамках решения проблемы достижения рационального уровня защиты территориально-распределенной системы создан экспериментальный образец программного комплекса обеспечения информационной безопасности. Разработанный программный комплекс в рамках своих функций обладает следующими преимуществами: универсальностью, возможностями дистанционного управления, совместимостью с существующими системами обеспечения информационной безопасности, возможностями получения и обработки информации в реальном времени, высоким качеством формируемых по результатам полной обработки отчетов, единством комплекса мер защиты для сегментов территориально-распределенных систем в интересах надежного функционирования.

Ключевые слова: *информационная безопасность, территориально-распределенные системы, дистанционное зондирование Земли, программный комплекс, программные средства*

Анализ показывает, что применяемые в настоящее время технологии, способы и средства обеспечения информационной безопасности при работе с данными ДЗЗ в территориально-распределенных системах не лишены недостатков, среди которых необходимо выделить: не адекватное и не полное описание информационных процессов; слабую формализацию методов, на основе которых создаются комплексы средств защиты информации, что ведет к их избыточности и удорожанию; отсутствие алгоритмов динамического изменения уровня доступа в зависимости от уровня угрозы, создаваемой легальными пользователями; отсутствие методов регулирования пара-

метров защиты, адаптированных к модели угроз безопасности конкретной информационной системы [1]. В качестве решения проблемы создания комплексной системы безопасности территориально-распределенной системы предлагается Экспериментальный образец программного комплекса обеспечения информационной безопасности, который представляет собой совокупность программных средств, обеспечивающих подтверждение правильности выбранных программных решений и отработку технологии обеспечения информационной безопасности при работе с данными ДЗЗ в территориально-распределенных системах. Предлагаемый программный комплекс основан на принципах сервис-ориентированной архитектуры с обеспечением централизованного и унифицированного событийно-ориентированного обмена сообщениями между различными его подсистемами (модулями) и сегментами территориально-распределенной системы. Обмен сообщениями проходит через единую точку — сервисную шину, обеспечивающую транзакционный контроль, преобразование данных и аудит сообщений [2].

Предлагаемый программный комплекс — это модульная структура, обеспечивающая возможность исследования следующих процессов формирования единого безопасного информационного пространства доступа для поставщиков и потребителей к информации ДЗЗ:

- мониторинг и контроль состояния технических и программных средств системы;
- мониторинг и контроль бесперебойного функционирования системы;
- аудит событий, происходящих в системе;
- регистрация действий пользователей и обслуживающего персонала системы (контроля доступа потребителей и поставщиков к защищаемым ресурсам);
- обнаружение вторжений и несанкционированных воздействий;
- оповещение обслуживающего персонала об инцидентах безопасности;
- моделирование конфигурации и состояния компонент обеспечения информационной безопасности в системе;
- оценку эффективности обеспечения информационной безопасности для выбора вариантов адаптации системы для парирования и нейтрализации несанкционированных воздействий.

Предлагаемый программный комплекс позволяет учитывать особенности динамики информационного пространства территориально-распределенных структур различных стран и включает возможность динамической адаптации программного комплекса обеспечения информационной безопасности при изменении контура воздействующих угроз. Таким образом, одновременно решаются проблемы минимизации риска утечки или подлога информации и обеспечения рационального уровня организации защиты территориально-распределенной системы в сложившихся условиях.

В рамках решаемых функциональных задач предлагаемый программный комплекс способен обеспечить:

- эффективное и безопасное взаимодействие поставщиков и потребителей данных ДЗЗ в сегментах территориально-распределенной сети;
- надежное и безопасное взаимодействие поставщиков и потребителей данных ДЗЗ с внешними сетями;
- единство комплекса мер защиты для сегментов территориально-распределенной сети;
- адекватность средств обеспечения безопасности для сегментов территориально-распределенной сети;

- возможность адаптации системы в условиях реализации несанкционированных воздействий.

Внутреннее и межсистемное взаимодействие программных компонент комплекса основывается на открытых платформенно-независимых стандартах и протоколах [3]. Взаимодействие пользователей при работе с предлагаемым программным обеспечением осуществляется посредством пользовательского графического интерфейса. Интерфейс выполнен на русском языке и обеспечивает удобный доступ к основным функциям и операциям. Интерфейс программного комплекса имеет встроенную справку (помощь, подсказка пользователям в основных командах). Специальное программное обеспечение комплекса работает под управлением 64-разрядной операционной системы Windows без необходимости использования сторонних библиотек. Экспериментальный образец программного комплекса обеспечивает мониторинг состояния (сбор, анализ и обработку служебной информации) средств обеспечения защиты информации, являющихся составными частями территориально-распределенной системы. В предложенном решении применимы следующие основные технологии информационной безопасности [4]:

- идентификация и аутентификация;
- управление доступом;
- протоколирование и аудит;
- шифрование;
- контроль целостности;
- экранирование;
- анализ защищенности;
- обеспечение отказоустойчивости;
- обеспечение безопасного восстановления;
- туннелирование;
- управление.

Применение всех названных технологий обеспечивается использованием следующих программных и аппаратных средств информационной защиты отечественной разработки: Континент (Система обнаружения вторжений, Центр управления системой, Аппаратно-программный комплекс шифрования;) Ethernet коммутатор; Secret Net Studio; Kaspersky Endpoint Security.

Конкретные требования по защите информации и мероприятия по их выполнению определяются в зависимости от установленного класса защищенности ТРС [5]. Предлагаемый программный комплекс обеспечивает информационную безопасность при работе с данными ДЗЗ в территориально-распределенных системах с учетом эффективного и безопасного взаимодействия в сегментах территориально-распределенной сети и с внешними сетями; единства комплекса мер защиты и адекватности средств обеспечения безопасности для сегментов территориально-распределенной сети.

Предлагаемый Экспериментальный образец программного комплекса обеспечения информационной безопасности характеризуется следующими особенностями и преимуществами:

- универсальность: прием, обработка, регистрация и анализ информации, полученной от источников СЗИ (средств защиты информации) и мониторинга информационной безопасности Экспериментального образца программного комплекса; возможность приема и обработки информации от СЗИ, не входящих в экспериментальный комплекс обеспечения информационной безопасности (об-

работка любых источников, поддерживаемых протоколов передачи информации);
- дистанционное управление: возможность дистанционного управления; удаленный централизованный мониторинг состояния Программного комплекса; высокая степень автоматизации и адаптивности (обеспечивается снижение требований к персоналу);
- совместимость с существующими системами обеспечения информационной безопасности: сопряжение со смежными системами с использованием стандартного протокола Ethernet и интерфейса RJ-45;
- получение и обработка информации в реальном времени: повышение надежности получения и обработки информации от СЗИ, за счет применения технологий и средств шифрования каналов передачи данных (аппаратно-программного комплекса шифрования «Континент»);
- повышение адаптивности к задачам за счет возможности гибкого изменения состава источников информации от СЗИ;
- повышение качества отчетов, формируемых по результатам полной обработки;
- хранение информации от СЗИ в унифицированном формате, определенном разработчиком СЗИ;
- запись данных в БД (базу данных);
- увеличение надежности функционирования;
- резервирование обрабатываемой информации за счет хранения ее в БД, расположенной в резервном хранилище (сервер резервирования), с применение требований информационной безопасности, в том числе за счет перераспределения задач между составными частями СЗИ;
- постоянный мониторинг состояния составных частей СЗИ, обеспечивающих мониторинг информационной безопасности.

Литература

[1] Гаценко О.Ю. Защита информации. Основы организационного управления. Санкт-Петербург, Сентябрь, 2001, 228 с.

[2] Герасименко В.А. Защита информации в автоматизированных системах обработки данных. В 2 кн. Кн. 1. Москва, Энергоатомиздат, 1994, 400 с.

[3] Макаров О.Ю., Муратов А.В., Рогозин Е.А. и др. Методы и средства анализа эффективности при проектировании программных средств защиты информации. Воронеж, ВГТУ, 2002, 125 с.

[4] Зегжда П.Д. Теория и практика обеспечения информационной безопасности. Москва, Яхтсмен, 1996, 192 с.

[5] Малюк А.А. Информационная безопасность: концептуальные и методологические основы защиты информации. Москва, ГЛТ, 2016, 280 с.

УДК 004.056.5

Функциональные возможности программного комплекса для обеспечения информационной безопасности при использовании «облачной» технологии

Разумова Наталья Викторовна razumova-nv@yandex.ru
АО «Российские космические системы»

Черняков Вадим Георгиевич strelets.66@mail.ru
Филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» — «НИИ КС им. А.А. Максимова»

Колчин Александр Иванович kolchin@niiks.com
Филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» — «НИИ КС им. А.А. Максимова»

Линьков Алексей Дмитриевич linkov_aleks@mail.ru
АО «Российские космические системы»

Лепешкин Дмитрий Сергеевич Lepeshkin_ds@spacecorp.ru
АО «Российские космические системы»

Рассмотрены функциональные возможности программного комплекса для обеспечения информационной безопасности данных дистанционного зондирования Земли при использовании облачной технологии. Представлены результаты создания экспериментального образца программного комплекса обеспечения информационной безопасности при использовании облачной технологии с целью повышения уровня информационной безопасности путем управления инцидентами информационной безопасности в реальном масштабе времени. Сделаны выводы об эффективности применения программного комплекса, который позволяет сократить затраты на анализ событий информационной безопасности и расследование инцидентов за счет уменьшения времени на регистрацию событий безопасности, анализ защищенности данных и выявления инцидентов.

Ключевые слова: *информационная безопасность, программный комплекс, «облачная» технология, данные дистанционного зондирования земли*

Основными проблемами информационной безопасности «облачной» технологии являются отсутствие контроля над процессами обработки информации, возможность утечки обрабатываемых данных, возможность искажения или потери критичных данных, возможность случайной публикации данных, присутствие «облачных» вредоносных программ [1].

Анализ современного состояния информационной безопасности «облачной» технологии показывает, что с целью обеспечения безопасности данных дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) при использовании «облачной» технологии необходимо создание надежной системы ее защиты и управления инцидентами информационной безопасности. Опасность использования «облачной» технологии при работе с данными ДЗЗ обуславливается возможностями утечки, уничтожения, утраты, модифицирования информации, а также блокирования доступа к ней. Для предотвращения указанных действий необходимо непрерывно отслеживать текущие параметры функционирования огромного количества элементов «облачной» инфраструктуры [2].

Решение задачи предотвращения неправомерных действий по отношению к данным ДЗЗ стало возможным в результате создания экспериментального образца программного комплекса обеспечения информационной безопасности при использовании «облачной» технологии, обеспечивающего управление инцидентами информационной безопасности в реальном масштабе времени.

Программный комплекс обеспечения информационной безопасности данных ДЗЗ при использовании «облачной» технологии представляет собой совокупность программных средств, направленных на обеспечение защиты информации от неправомерного доступа, уничтожения, модифицирования, блокирования, копирования, предоставления, распространения, а также от иных неправомерных действий в отношении такой информации, соблюдение конфиденциальности информации, реализацию права на доступ к защищаемой информации при ее обработке с использованием «облачной» технологии.

Программный комплекс имеет модульную структуру с применением многоуровневого подхода и обеспечивает выполнение следующих функций: поиск уязвимостей методом сканирования сетевых портов на устройствах «облачной» инфраструктуры, мониторинг состояния системы информационной безопасности на вычислительных установках, входящих в состав «облачной» инфраструктуры и выдача рекомендаций по устранению выявленных уязвимостей в системе информационной безопасности.

Мониторинг состояния системы информационной безопасности включает в себя реагирование в режиме реального времени на следующие события: ошибка авторизации, попытка несанкционированного доступа к информации, попытка несанкционированного подключения внешних устройств, отключение вычислительных устройств «облачной» инфраструктуры, обнаружение вредоносного кода, регистрация событий безопасности.

Программный комплекс основывается на принципах сервис-ориентированной архитектуры с обеспечением централизованного и унифицированного событийно-ориентированного обмена сообщениями между различными его подсистемами. Специальное программное обеспечение программного комплекса представляет собой программу, реализующую технологию управления событиями информационной безопасности, и осуществляет сбор и анализ информации, поступающей в реальном времени от различных источников, таких как система обнаружения вторжений, средства антивирусной защиты информации, аппаратные комплексы шифрования информации, различные сетевые устройства [3]. В данном программном комплексе информационная безопасность обеспечивается использованием отечественных программных и аппаратных средств информационной защиты: Secret Net Studio 8.6, Kaspersky Endpoint Security, Континент 4.0 IPC-50.

Передача информации осуществляется через базу данных, используемую средствами защиты информации, входящих в программный комплекс: СУБД MS SQL Server и СУБД Postgres SQL. Связь с другими программами осуществляется по стандартным протоколам связи TCP IP и программным интерфейсам приложений (API). В качестве входных данных обрабатывается информация, содержащаяся в базах данных средств защиты информации, входящих в состав комплекса. Выходными данными является сформированное табличное представление событий информационной безопасности, получаемых и обрабатываемых системами информационной безопасности.

Программный комплекс обеспечивает проведение экспериментов по эффективности обеспечения безопасности информации на разных скоростях подключения к «облаку» с разным количеством потребителей, выявляет инциденты безопасности с ми-

нимальными задержками (не более 15 мин), не влияющими на результативность принимаемых решений по управлению целевой обработкой данных.

Разработанный экспериментальный образец программного комплекса позволяет повысить эффективность информационной безопасности передаваемых данных ДЗЗ при использовании «облачной» технологии за счет уменьшения времени реакции на инциденты, сокращения угроз информационной безопасности и соответствия требованиям регуляторов в области информационной безопасности в части регистрации событий безопасности, анализа защищенности данных, выявления инцидентов, а также сокращения затрат на анализ событий информационной безопасности и расследование инцидентов [4].

Программный комплекс позволит осуществлять разработку дополнений в применяемых методах и технологиях до ввода в эксплуатацию, изменять состав технических и архитектурных решений на всех этапах создания программных решений. Существенным отличием созданного экспериментального образца является возможность обработки и анализа исходных данных, полученных от средств защиты информации отечественного производства — реализован гибкий подход к выбору и применению средств защиты информации в рамках импортозамещения.

Работа выполнена в рамках СЧ НИР «Интеграция-СГ-3.3.3.1» по Программе Союзного государства «Разработка, модернизация и гармонизация нормативного, организационно-методического и аппаратно-программного обеспечения целевого применения космических систем дистанционного зондирования Земли России и Беларуси».

Литература

[1] Беккер М.Я., Гатчин Ю.А., Кармановский Н.С., Терентьев А.О., Федоров Д.Ю. Информационная безопасность при облачных вычислениях: проблемы и перспективы. Научно-технический вестник Санкт-Петербургского государственного университета информационных технологий, механики и оптики, 2011, № 1 (71), с. 97–102.

[2] Какие опасности подстерегают в облачных сервисах. Kaspersky. URL: https://www.kaspersky.ru/resource-center/preemptive-safety/cloud-security-issues-challenges (дата обращения 16.11.2022).

[3] Фирюлин М.Е., Родионов Е.А. Система мониторинга и управления событиями информационной безопасности как часть комплексной системы защиты информации. Охрана, безопасность, связь, 2019, т. 2, № 4, с. 206–212.

[4] Управление инцидентами информационной безопасности. Searchinform. URL: https://searchinform.ru/informatsionnaya-bezopasnost/dlp-sistemy/upravlenie-intsidentami-informatsionnoj-bezopasnosti/ (дата обращения 16.11.2022).

УДК 629.782

Технологии построения оптимального маршрута движения беспилотного аппарата, синхронизированного с подспутниковой траекторией космического аппарата дистанционного зондирования Земли

Азаренко Людмила Григорьевна azarenkol66@mail.ru
Филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» – «НИИ КС им. А.А. Максимова»

Чувакова Елена Андреевно chuvakovael@yandex.ru
Филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» – «НИИ КС им. А.А. Максимова»

Черняков Вадим Георгиевич strelets.66@mail.ru
Филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» – «НИИ КС им. А.А. Максимова»

Железнов Сергей Александрович zheleznov@niiks.com
Филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» – «НИИ КС им. А.А. Максимова»

Рассмотрены результаты реализации технологии планирования оптимального по энергоемкости маршрута беспилотного аппарата для синхронизированной съемки с космическим аппаратом дистанционного зондирования Земли. В рамках решения проблемы создан экспериментальный образец аппаратно-программного комплекса ситуационного моделирования и отработки технологии оптимального планирования. Приведены результаты моделирования процесса формирования траектории движения аппарата для различных начальных условий и параметров среды.

Ключевые слова: *беспилотный аппарат, планирование маршрута, космический аппарат дистанционного зондирования Земли, продукты обработки данных дистанционного зондирования Земли*

Анализ условий и особенностей применения средств дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) показывает, что применение беспилотных летательных аппаратов (БЛА) совместно с КА ДЗЗ (космические аппараты ДЗЗ) дает новые возможности и перспективы в области детального исследования земной поверхности [1]. В связи с тем, что планирование применения КА ДЗЗ и БЛА реализуется независимо друг от друга и характеризуется наличием несвязанных информационно-управляющих контуров, актуальным являются вопросы разработки алгоритмов синхронизации моментов проведения съемки и оптимального планирования траектории движения БЛА из района ожидания в подтраекторную точку встречи с КА. Проблема обусловлена тем фактом, что беспилотные аппараты имеют ряд ограничений [2] по координатам траектории движения, времени нахождения в определенных областях пространства, метеоусловий и энергообеспечения.

Вариант построение маршрута определяется на основе текущих координат БЛА, координат и времени входа в точку начала съемки, метеоусловий трассы [3]. Оптимизация маршрута [4] выполняется по критерию минимального снижения запаса энергии бортовых источников на выполнение задания при допустимых режимах полета. В процессе расчета траектории движения БЛА учитывается вектор скорости воздушных масс и ослабление потока солнечного излучения по высоте, а также положение

плоскости солнечных панелей относительно горизонта, что обеспечивает максимальное накопление энергии в реальных условиях полета. Для беспилотного аппарата, оборудованного элементами солнечных батарей маршрут рассчитывается относительно эшелонов выше минимальной эффективной высоты, начиная с которой поток солнечной радиации стабильно увеличиваться. Оптимальность траектории движения БЛА при заданных начальных условиях достигается за счет учета:

- метеоданных в районе проведения работ по высотам и траектории движения беспилотного аппарата;
- географических сезонных колебаний параметров атмосферы;
- аэродинамических характеристик планера и эффективности энергетической установки.

В рамках решения задачи реализации технологии построения оптимальной траектории движения БА (беспилотный аппарат) создан экспериментальный образец аппаратно-программного комплекса ситуационного моделирования и отработки технологии оптимального планирования маршрута движения беспилотного аппарата длительного функционирования для синхронизированной относительно координат и времени траекторией космического аппарата дистанционного зондирования Земли.

Проведены лабораторные исследования программных решений, предлагаемых для реализации технологии, выполнено моделирование расчета траектории для различных условий полета БЛА. В процессе исследований рассматривалась работа отдельных компонент системы, что позволило получить следующие результаты:

- расчет прогнозных значений энергобаланса для БЛА с учетом геоданых, времени года и суточного графика работ, в том числе расчет энергобаланса для планируемого маршрута движения на основании значений мощности солнечной радиации с учетом прогноза состояния атмосферы по высоте маршрута позволяет осуществлять предварительный прогноз степени заряда СБ (солнечной батареи) на выбранный момент времени. Расхождение расчетных данных и данных, полученных экспериментальным путем не более 10 %;
- разработанный алгоритм формирования программы полета и расчета траектории беспилотного аппарата по заданным начальным условиям, состоянию атмосферы и энергобаланса БЛА позволяет сократить полетное время при прохождении маршрута на 20 %;
- расчет значений времени достижения контрольных точек с учетом параметров энергетической установки и режима функционирования аппарата обеспечивают точный прогноз расхода энергии батарей БЛА, что исключает построение маршрута с отрицательным энергобалансом;
- блок метеорологического обеспечения выполняет важную роль в процессе формирования маршрута движения БЛА. Расчет прогнозных значений параметров атмосферы строится исходя из текущих показаний и данных интернет ресурса «Метеоцентр Азия». В отсутствии актуальных данных с интернет ресурса, использованный в блоке алгоритм расчета параметров атмосферы дает прогноз, который в значительной степени может отличаться от реальной обстановки;
- с целью обеспечения контроля надежности функционирования БЛА в систему включена программа функционального анализа изменения характеристик бортовых систем и оборудования. Программа на основе текущих данных телеметрии формирует прогноз деградации элементов до момента их выхода из строя, что позволяет корректировать маршрут движения БЛА с учетом автоматической посадки в заданной точке. Достоверность результатов работы алгоритма

программы проверена на реальных данных телеметрии. Для повышения точности прогноза предлагается включить в существующий алгоритм самонастраиваемые элементы на основе ИИ (искусственного интеллекта).

Литература

[1] Волков А.Е., Суетина Н.В. Применение современных комплексов оптико-электронного наблюдения с высоким разрешением в системах аэрокосмического мониторинга Земли. Инженерный журнал: наука и инновации, 2012, № 12. DOI: https://doi.org/10.18698/2308-6033-2012-12-505

[2] Урличич Ю.М., Селин В.А., Емельянов К.С. О приоритетах практической реализации развития космической системы дистанционного развития Земли. Аэрокосмический курьер, 2011, № 6 (78), с. 12–19.

[3] Григорьев А.Н. Методика текущего планирования и применения космических средств при управлении системой дистанционного зондирования Земли. Вестник Российского нового университета. Серия: сложные системы: модели, анализ и управление, 2015, № 9, с. 69–73.

[4] Kuwata Y. Real-time trajectory design for unmanned aerial vehicles using receding horizon control. Doct. Diss. Camb., MA, Massachusetts Inst. of Technology, 2003.

УДК 004.422.833

Программный комплекс отработки алгоритма обработки оптико-электронных изображений на борту малоразмерного космического аппарата дистанционного зондирования Земли

Алексеев Олег Александрович oleg1945ale@gmail.com
АО «Российские космические системы»

Зайченко Юрий Викторович zay1950@mail.ru
Филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» – «НИИ КС им. А.А. Максимова»

Серебряков Вячеслав Борисович slavas@bk.ru
АО «Российские космические системы»

Тищенко Павел Александрович tishenko_pa@ntsomz.ru
АО «Российские космические системы»

Черный Анатолий Николаевич niiks77@yandex.ru
Филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» – «НИИ КС им. А.А. Максимова»

Рассмотрена технология обработки целевой информации на борту космического аппарата дистанционного зондирования Земли, получаемой с использованием оптико-электронной аппаратуры мультиспектрального видимого и ближнего ИК-диапазонов. Представлен экспериментальный образец программного комплекса отработки алгоритма обработки оптико-электронных изображений на борту малоразмерного космического аппарата дистанционного зондирования Земли.

Ключевые слова: *цифровые изображения, бортовой алгоритм, технология обработки целевой информации, аппаратно-программный комплекс, программные компоненты и модули, автоматизированная отработка*

Модернизация методического и аппаратно-программного обеспечения целевого применения космических систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) направлена, в том числе, на существенное улучшение производительных и точностных характеристик оборудования космических аппаратов (КА), увеличение их количества, расширение функциональных возможностей и спектра выполняемых задач.

При формировании данных ДЗЗ все более востребованными становятся малоразмерные космические аппараты (МКА) ДЗЗ (массой от 1000 до 5 кг и менее) [1]. Создание высококачественных систем ДЗЗ для МКА, например, с пространственным разрешением 1 м и временным разрешением 0,3–0,5 ч. (при группировке из 50-60 МКА) является научно-технической проблемой [2], для решения которой требуется разработка новых подходов и принципов, отличающихся от использованных при разработке существующих систем ДЗЗ.

В качестве основного подхода выделим перенос усилий по обработке информации ДЗЗ с наземных средств на бортовые средства группировки МКА ДЗЗ с целью повышения оперативности предоставления данных ДЗЗ потребителям без потери их качества с учетом ограниченных бортовых ресурсов.

Для улучшения качества формируемых на борту МКА ДЗЗ цифровых изображений и сокращения объема передаваемых с борта данных в рамках сформулированного подхода предлагается информационная технология обработки целевой информации на борту МКА, основными информационными составляющими (процедурами) которой являются:

- согласование аналоговой и цифровой частей оптико-электронной аппаратуры (ОЭА), обеспечивающее достижение дифракционного предела;
- выбор параметров экспозиции фотоприемных устройств при проведении съемок подстилающей поверхности Земли, обеспечивающих снижение влияния искажений формируемых изображений, обусловленных турбулентностью атмосферы и движением МКА;
- выбор режимов и параметров функционирования целевой, управляющей и обеспечивающей бортовых подсистем МКА ДЗЗ, обеспечивающих непрерывное наблюдение участка земной поверхности во время его экспозиции;
- сглаживание в бортовой аппаратуре ряда цифровых коротко-экспозиционных изображений одного и того же участка земной поверхности для увеличения контрастности сглаженного изображения;
- отбраковка в бортовой аппаратуре цифровых изображений из ряда изображений, существенно отличающихся от сглаженного;
- формирование в бортовой аппаратуре после отбраковки аномальных изображений результирующих изображений участков земной поверхности для передачи их потребителям.

Согласование аналоговой и цифровой частей оптико-электронной аппаратуры (ОЭА) для достижения ее дифракционного предела осуществляется по РКС-критерию [1]. Размер пикселя матрицы цифрового детектора, расположенной в фокальной плоскости, должен быть равен (или меньше) половине радиуса пятна Эйри — создаваемой объективом проекции наблюдаемой им яркой точки в его фокальной плоскости. Это отвечает принципу дискретизации изображений по координатам, соответствующему известному научно обоснованному принципу дискретизации процессов во времени [3].

Выбор короткой экспозиции (порядка 1 мс, что соответствует периоду «замороженности» элемента флуктуирующей атмосферы размером 0,1 м [1]) позволяет сформировать ряд статистически независимых по атмосферным погрешностям изображений отдельного участка.

Направление и удержание объектива во время экспозиции участка вместе с малым временем экспозиции обеспечивают уменьшение уровня погрешностей формируемых изображений, обусловленных движением МКА и погрешностями наведения и удержания объектива ОЭА.

В качестве программной реализации предложенной технологии может рассматриваться программный комплекс автоматизированной отработки бортового алгоритма обработки целевой информации на борту КА ДЗЗ (ПК АОЦИБ), получаемой с использованием оптико-электронной аппаратуры мультиспектрального видимого и ближнего ИК-диапазонов.

Архитектура ПК АОЦИБ представляет собой совокупность его функциональной, технической и программной структур [4].

Основным элементом функциональной структуры определена подсистема решения целевых задач, непосредственно связанных с отработкой бортового алгоритма, реализующей следующие основные операции:

- формирование серий исходных цифровых изображений зондируемых участков земной поверхности в мультиспектральном видимом (красный, зеленый, синий) и ближнем ИК-диапазонах с учетом заданной фоно-целевой обстановки;
- обработка серий цифровых изображений зондируемых участков земной поверхности в соответствии с отрабатываемым бортовым алгоритмом обработки целевой информации;
- автоматизированная оценка качества результатов обработки серий цифровых изображений в соответствии с отрабатываемым бортовым алгоритмом обработки целевой информации, включая расчет показателей эффективности работы бортового алгоритма.

Ключевым элементом в программной структуре ПК АОЦИБ является «Программа обработки целевой информации на борту космического аппарата ДЗЗ», реализующая решение центральной целевой задачи, состоящей из следующих подзадач:

- формирование средних арифметических изображений серий цифровых изображений зондируемых участков земной поверхности;
- расчет коэффициентов корреляции исходных цифровых изображений со средними арифметическими изображениями серий цифровых изображений;
- «отбраковка» исходных цифровых изображений в сериях цифровых изображений с коэффициентами корреляции, меньшими заданных допустимых значений;
- формирование «эталонных» средних арифметических изображений серий цифровых изображений из отобранных изображений зондируемых участков земной поверхности.

Обеспечивать работу данной программы предложено путем применения средств с открытым кодом для создания выбранной геоинформационной среды представления изображений, для их формирования, оценивания качества их обработки и архивирования результатов работы бортового алгоритма, а также программ с открытым кодом поддержки языка программирования, на котором разрабатывается центральная программа. Для создания программ с открытым кодом предлагается использование управляемых докер-контейнеров, содержащих необходимые программы и базы данных для работы центральной программы.

Техническую структуру ПК АОЦИБ предлагается рассматривать в рамках «клиент-серверной» архитектуры, где в качестве клиента используется персональный компьютер, решающий центральную целевую задачу — обработку исходных изображений в соответствии с алгоритмом обработки целевой информации на борту КА ДЗЗ.

Литература

[1] Свиридов К.Н., Тюлин Е.А., Гектин Ю.М. Технологии достижения дифракционного разрешения изображений дистанционного зондирования Земли для малых космических аппаратов. Информация и космос, 2021, № 1, с. 160–177.

[2] Макриденко Л.А., Волков С.Н., Геча В.Я., Жиленев М.Ю., Казанцев С.Г. Основные источники снижения качества изображений Земли, получаемых при орбитальной оптической съемке с борта МКА. Вопросы электромеханики. Труды ВНИИЭМ, 2017, т. 160, с. 3–19.

[3] Котельников В.А. О пропускной способности «эфира» и проволоки в электросвязи. Успехи физических наук, 2006, т. 176, с. 762–770. DOI: https://doi.org/10.3367/ UFNr.0176.200607h.0762

[4] Максимов Н.В., Партыка П.Л., Попов Р.И. Архитектура ЭВМ и вычислительных систем. Москва, ФОРУМ, ИНФРА-М, 2013, 213 с.

УДК 621.5-52:62-543.2

Исследование влияния начальных параметров и ограничений на время наполнения тонкостенных изделий при испытаниях на герметичность в вакуумной камере

Алиев Андрей Рафаилович And_88_99@mail.ru
Филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» – КБ «Арматура»

Халатов Евгений Михайлович emkhalatov@yandex.ru
Филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» – КБ «Арматура»

Рассматривается схема системы наполнения полостей испытываемых объектов — составной части установки для пневмовакуумных испытаний изделий ракетно-космической техники. Приведена оригинальная методика автоматизированного процесса наполнения полостей контрольным газом. Построено математическое описание функционирования системы наполнения, служащее основой для разработки методики проектирования и исследования, как рабочих характеристик системы наполнения, так и влияния начальных параметров и ограничений на продолжительность наполнения тонкостенных изделий при испытаниях на герметичность в вакуумной камере. По результатам исследования произведено ранжирование исследуемых параметров по степени их влияния на продолжительность процесса наполнения. Выработаны рекомендации по дальнейшей интенсификации процесса наполнения тонкостенных изделий ракетно-космической техники.

Ключевые слова: *испытания на герметичность, пневмовакуумные испытания, наполнение полости газом, ускорение процесса наполнения газом, быстрая заправка газом, ограничение по температуре*

Работа посвящена исследованию влияния начальных параметров и ограничений на время наполнения тонкостенных изделий при испытаниях на герметичность в вакуумной камере.

Испытания изделий ракетно-космической техники, проводимые на технической позиции космодромов, являются обязательным этапом в процессе подготовки ракетно-космической системы к старту. Наиболее важными и ответственными являются пневмовакуумные испытания агрегатов и систем. Технологически их выполнение заключается в том, что образец, в котором заключена испытываемая полость, помещается в вакуумную камеру. Полость образца наполняются безопасным для конструкции и не вызывающим коррозию газом с повышенной текучестью или газовой смесью определенной концентрации. Обычно используется гелий или гелиево-воздушная смесь. Степень негерметичности испытываемой полости определяется по величине утечки газа из полости в вакуумную камеру. Интенсивность утечки измеряется с помощью масс-спектрометра, подключенного к вакуумной камере. К процессу наполнения полостей изделий предъявляются определенные требования. Температура и давление газа в процессе наполнения не должны превышать заданных значений. Время наполнения полости до заданного значения давления должно быть по возможности меньшим и не превышать рекомендованного значения.

С целью ускорения процесса наполнения был предложен новый способ наполнения газом [1–3]. Для реализации нового способа наполнения газом предложено техническое решение системы, реализующей автоматизированное наполнение испытываемых объектов газом, для последующего определения их степени герметичности. Общее время процесса наполнения тонкостенного изделия зависит от значений начальных параметров процесса наполнения (температуры объекта испытаний, температуры смежных конструкций, температуры газа в источнике питания), заданных ограничений по параметрам процесса наполнения (допустимого значения температуры газа в полости и допустимого значения давления газа в полости). Диапазон изменения этих величин зависит от типа испытываемого объекта и условий проведения испытаний.

На основании построенной математической модели системы наполнения [4] разработана ее цифровая модель в отечественном программном комплексе SimInTech. Приведены результаты моделирования функционирования системы наполнения в заданных диапазонах исследуемых начальных параметров и ограничений процесса наполнения тонкостенных изделий при испытаниях на герметичность в вакуумной камере. По результатам исследования произведено ранжирование исследуемых параметров по их степени влияния на продолжительность процесса наполнения. Полученные результаты позволили выработать рекомендации по дальнейшей интенсификации процесса наполнения тонкостенных изделий.

Результаты, полученные в работе, могут быть востребованы в различных отраслях промышленности, например, при испытаниях на герметичность изделий ракетно-космической и авиационной техники, химического и нефтегазового машиностроения, при решении задачи быстрой заправки баков транспортных средств сжатым газом.

Литература

[1] Алиев А.Р., Медведев А.В., Халатов Е.М. и др. Способ наполнения емкостей сжатым газом до требуемого давления и устройство для его реализации. Патент № 2 703 899 C1 Российская Федерация, 2019, 12 с.

[2] Алиев А.Р., Медведев А.В., Халатов Е.М. Синтез алгоритма наполнения полостей контрольным газом при испытаниях на герметичность. Химическое и нефтегазовое машиностроение, 2018, № 12, с. 28–32.

[3] Aliev A.R., Medvedev A.V., Khalatov E.M. Synthesis of Algorithm for Filling Cavities with a Control Gas in Leakage Testing of Article. Chemical and Petroleum Engineering, 2019, vol. 54, no. 11–12, pp. 910–918. DOI: https://doi.org/10.1007/s10556-019-00571-3

[4] Алиев А.Р., Тимофеев Ю.М., Халатов Е.М. Построение математической модели системы наполнения полостей при пневмовакуумных испытаниях образцов ракетно-космической. Полет. Общероссийский научно-технический журнал, 2018, № 5, с. 41–47.

УДК 621.757

Разработка сервиса оптимального распределения деталей по комплектам для сборки партии изделий на основе данных о параметрах деталей

Медведев Александр Владимирович mavrich@mail.ru
Филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» – КБ «Арматура»

Халатов Евгений Михайлович emkhalatov@yandex.ru
Филиал АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева» – КБ «Арматура»

Рассмотрены результаты разработки программно-математического обеспечения серверного приложения (web-сервиса) оптимального распределения деталей и сборочных единиц по комплектам для селективной сборки изделий методом индивидуального подбора деталей и сборочных единиц. Критерий оптимизации выбран так, чтобы обеспечить сборку партии изделий, среди которых обобщенный показатель качества изделия, имеющего наименьшее значение обобщенного показателя качества, максимален. Благодаря этому обеспечивается сборка изделий со значениями параметров, максимально удаленными от границ поля допуска. Полученные результаты позволяют создать серверное приложение индивидуального подбора деталей при сборке изделий в условиях различных предприятий машиностроения.

Ключевые слова: *сборка, подбор деталей, сборочный комплект, показатель качества*

В процессе изготовления изделий ракетно-космической техники (РКТ) составляющие их детали и сборочные единицы (ДСЕ) подвергаются стопроцентному контролю (измерению) параметров. В качестве контролируемых параметров ДСЕ могут выступать как размеры отдельных деталей, так и функциональные параметры деталей и сборочных единиц: механические, электрические, магнитные, оптические и прочие параметры. Пока средства измерений позволяют с достаточной точностью различать ДСЕ одного типа исходя из значений их параметров, данные о параметрах изготовленных ДСЕ можно использовать для:

- прогноза параметров изделий, которые будут из них собраны [1];
- расчета оптимальных регулировок изделий до начала сборки [2];
- индивидуального подбора ДСЕ в комплекты с целью сборки изделий с лучшими (оптимальными) параметрами (отдельно взятого изделия или партии изделий) [3].

В КБ «Арматура» разработан программно-математический аппарат для решения задачи оптимального распределения ДСЕ по комплектам при сборке изделий партиями исходя из параметров произвольного количества типов ДСЕ, влияющих на параметры готового изделия. Разработана система показателей качества комплектов ДСЕ на основе прогнозируемых значений параметров получаемых из них изделий [4]. Задача распределения ДСЕ по комплектам сформулирована как многоиндексная задача о назначениях в максиминной постановке, согласно которой оптимальным распределением ДСЕ по сборочным комплектам нужно считать такое, при котором наименьшее значение среди значений обобщенных показателей качества комплектов ДСЕ для сборки одной партии изделий максимально. Благодаря этому собирается партия изделий со значениями параметров, максимально удаленными от границ поля допуска.

Тем самым обеспечивается сборка годных изделий, в случае изготовления составляющих ДСЕ с заведомо расширенными полями допусков на отдельные параметры, либо обеспечивается сборка партии изделий со значениями параметров, обеспечивающими наибольший ресурс изделий до параметрического отказа, если параметры составляющих ДСЕ обеспечивают сборку годных изделий даже при случайном подборе в сборочные комплекты.

Не смотря на то, что максиминная формулировка позволяет упростить решение задачи, поиск оптимального распределения ДСЕ по сборочным комплектам уже при сборке изделий из 4–6 типов деталей партиями по 10 изделий с использованием классического метода ветвей и границ становится слишком затратным по времени вычислений. В ходе исследований для поиска путей сокращения времени вычислений в виде программ для ЭВМ было реализовано несколько алгоритмов решения поставленной задачи, исследована работа алгоритмов. По результатам сравнения времени вычислений выбраны алгоритмы, обеспечивающие в условиях мелкосерийного производства решение задачи распределения деталей по комплектам за допустимое для практического применения время.

Полученные результаты позволяют создать серверное приложение (web-сервис) для оптимального распределения деталей по комплектам при сборке изделий на различных предприятиях машиностроения.

Литература

[1] Медведев А.В. Оценка точности прогноза характеристик изделий на основе данных о параметрах составляющих деталей и сборочных единиц. Вооружение. Технология. Безопасность. Управление. VIII Всерос. науч.-технич. конф.: матер. Ковров, КГТА имени В.А. Дегтярева, 2018, 988 с.

[2] Медведев А.В., Зараменский И.Ю. Настройка электрогидравлического сервопривода системы управления полетом ракеты-носителя как задача оптимизации его характеристик. Вооружение. Технология. Безопасность. Управление VIII Всерос. науч.-технич. конф.: матер. Ковров, КГТА имени В.А. Дегтярева, 2015, с. 72–77.

[3] Медведев А.В., Зараменский И.Ю., Халатов Е.М. Управление сборкой изделий на основе данных о параметрах составляющих деталей и сборочных единиц. Проблемы машиностроения и надежности машин, 2021, № 4, с. 81–87. DOI: https://doi.org/10.31857/S0235711921040088

[4] Медведев А.В., Халатов Е.М. Оценка качества сборочных комплектов при направленном подборе деталей. Контроль. Диагностика, 2020, т. 23, № 2, с. 48–53. DOI: https://doi.org/10.14489/td.2020.02.pp.048-053

УДК 004.032.26

Квантономика ракетно-космической отрасли на примере реализации инновационных проектов с применением компьютерной стеганографии, блокчейн-технологий и искусственного интеллекта

Раткин Леонид Сергеевич Rathkeen@bk.ru
Совет ветеранов РАН; АРГМ

Рассмотрены квантономические приложения для ракетно-космической отрасли, позволяющие оптимизировать выполнение работ в ходе реализации инновационных проектов. Представлены технологии компьютерной стеганографии, позволяющие существенно повысить уровень защиты данных при обработке информации в стандартных приложениях на промышленных предприятиях ракетно-космической отрасли. Показано применение блокчейн-технологий и искусственного интеллекта для повышения уровня информационной безопасности предприятий ракетно-космической отрасли. Сделаны выводы о целесообразности внесения изменений в действующее законодательство для повышения эффективности функционирования отраслевых организаций и предприятий.

Ключевые слова: *квантовые технологии, экономика, ракетно-космическая отрасль, инновационные проекты, компьютерная стеганография, блокчейн-технологии, искусственный интеллект, экология*

Введение

При реализации инновационных проектов в ракетно-космической отрасли, ориентированных на развитие космических информационных технологий (например, спутниковой связи и дистанционного зондирования Земли, ДЗЗ) для достижения синергетического эффекта при интеграции современных космических систем и сервисов применяются технологии компьютерной стеганографии, в том чисде стеганографического блокчейна [1], и искусственного интеллекта. Основными задачами при реализации инновационных проектов в ракетно-космической отрасли является гарантированное обеспечение потребителей во всех секторах экономики информацией и услугами спутниковых систем, устойчивое развитие и повышение эффективности российских спутниковых технологий, расширение присутствия отечественных космических продуктов и услуг на мировом рынке. Необходимость реализации долгосрочных инвестиционных проектов и программ обусловлена появлением новых доступных комплексных решений в сфере науки и бизнеса, в частности, для транспортно-логистического комплекса, телемедицины и образования.

Методы

Космический мониторинг является эффективным инструментом и оптимальным методом для объективного и оперативного удаленного контроля, а услуги позиционирования и связи в реальном времени – фундаментом технологического развития и катализатором инновационного развития экономики и промышленности России.

Современные социально-технические платформы, например, для глобального сервиса в сфере транспортно-логистических услуг, интегрируют наземные и космические информационные технологии в востребованные на мировом рынке высокотехнологичные продукты. Синергетический эффект для научного и бизнес-сообщества от объединения ресурсного потенциала космических аппаратов, наземной космической инфраструктуры, корпоративных терминалов, приборов и оборудования на микроэлектронной компонентной базе, нанодатчиков и маршрутизаторов, персональных вычислительных устройств и абонентских терминалов очевиден, поскольку космические технологии навигации, связи и дистанционного зондирования Земли в интеграции с наземными системами позволят сформировать устойчивую орбитальную и наземную космическую инфраструктуру с объединением сетевого оборудования наземной связи, персональных устройств, датчиков и терминалов для решения широкого спектра задач [2].

В инновационных проектах интегрирован ряд перспективных технологий для создания Единой космической информационной экологической системы, включающей орбитальные группировки, различные компоненты наземной инфраструктуры и комплексы абонентского оборудования. Ключевыми технологиями и перспективными методами реализации инновационных проектов в ракетно-космической отрасли являются, в том числе цифровые двойники в жизненном цикле космических аппаратов (КА), искусственный интеллект (ИИ) в автономной управлении КА, многоспутниковые орбитальные группировки, серийное производство малых КА на базе унифицированных платформ, гибкие цифровые полезные нагрузки для КА связи, высокоскоростные линии лазерной связи и другая инновационная продукция, которая защищена патентами на изобретения [3, 4].

Результаты

Реализация ряда инновационных проектов в ракетно-космической отрасли позволит обеспечить цифровое телевизионное вещание с КА на геостационарной орбите и цифровое радиовещание с КА на высокоэллиптической орбите на все территории Российской Федерации (включая Арктический регион), услуги вещания в рамках отдельных корпораций и бизнес-структур и стабильный высоконадежный канал связи и передачи данных в экстренных и чрезвычайных ситуациях. Также предусмотрено обеспечение высоконадежными телекоммуникационными системами президентской, правительственной и специальной связи, министерств и ведомств РФ на всей территории России (включая Арктику), услугами персональной связи (в том числе для работы в труднодоступных районах) для корпораций и частных лиц на всей территории Российской Федерации, включая Арктический регион. Предусмотрено прямое подключение датчиков различных устройств через спутники к сети Интернет со 100%-ным покрытием и 50 миллионами потребителей услуг. В рамках реализации ряда инновационных проектов запланировано повышение пропускной способности орбитальной группировки до 320 Гбит/с со 100%-ным глобальным покрытием: трафик 200 Мбит/с на одного пользователя обеспечит доступ к широкому спектру услуг в сфере науки, образования, транспортно-логистических и медицинских услуг, а также для поддержки малого и среднего бизнеса.

Заключение

Для успешного внедрения квантономических приложений для ракетно-космической отрасли с применением компьютерной стеганографии [1], блокчейн-технологий и искусственного интеллекта, в частности, необходимо обеспечение локализации ресурсов, которые не имеют аналогов в РФ, в том числе на основе офсетных контрактов. Также возможно включение в работу по импортозамещению [2] предприятий оборонно-промышленного комплекса, в частности, специализирующихся на производстве высоконадежного оборудования с повышенной точностью измерения, в том числе геодезического профиля, для неразрушающего контроля и применения в лабораториях предприятий ракетно-космической отрасли.

Для повышения уровня инвестиционной привлекательности в ракетно-космической отрасли при внедрении квантономических приложений целесообразно формирование механизмов административного и налогового стимулирования создания приоритетных импортозамещающих производств (например, космических и строительных материалов), приоритетных видов сырья и оборудования для их производства. Также требуется устранение законодательных недоработок — правовых пробелов и противоречий, в том числе для разработки механизмов поддержки производителей для покупки оборудования и сырья, аналоги которого не производятся в РФ, и повышения уровня охраны объектов интеллектуальной собственности, защищенных патентами на изобретения [3, 4].

Литература

[1] Раткин Л.С. Способ сокрытия компьютерной информации путем многократного вложения сообщения в частные стеганографические контейнеры. Пат. № 2322693 C2 Российская Федерация, 2008, бюл. № 11, 5 с.

[2] Раткин Л.С. Визитница. Пат. № 2662628 C2 Российская Федерация, 2018, бюл. № 21, 6 с.

[3] Раткин Л.С. Безопасная бритва. Пат. № 2664071 C2 Российская Федерация, 2018, бюл. № 23, 8 с.

[4] Раткин Л.С. Кассета с лезвиями для бритья. Пат. № 2664072 C2 Российская Федерация, 2018, бюл. № 14, 9 с.

УДК 530.145

Квантово-стеганографические ESG-технологии ракетно-космической отрасли для орбитального экомониторинга промышленных объектов, оптимизации поставок энергоресурсов, предотвращения техногенных катастроф

Раткин Леонид Сергеевич Rathkeen@bk.ru
Совет ветеранов РАН; АРГМ

Рассмотрены различные варианты комплексного применения квантово-стеганографических ESG-технологий для ракетно-космической отрасли для орбитального экологического мониторинга промышленных объектов, оптимизации поставок энергоресурсов и предотвращения техногенных катастроф. Представлены разномасштабные проекты с использованием квантово-стеганографических ESG-технологий, отмечены приоритетные направления их использования в ракетно-космической отрасли. Показаны результаты и обоснованы экономические оценки от применения квантово-стеганографических ESG-технологий. Сделаны выводы о повышении эффективности функционирования отраслей и регионов РФ, обеспечении устойчивости региональных экономик многих Субъектов Федерации РФ и минимизации затрат на обеспечение информационной безопасности предприятий и организаций. Также предложено внесение изменений в действующее законодательство РФ, в т.ч., регулирующее подготовку специалистов для ракетно-космической отрасли РФ.

Ключевые слова: *компьютерная стеганография, квантовые технологии, ракетно-космическая отрасль, орбитальный экологический мониторинг промышленных объектов, оптимизация поставки энергетических ресурсов, предотвращение техногенных катастроф, информационная безопасность, промышленная безопасность*

Введение

В настоящее время отмечается не только рост внешних угроз безопасности РФ, но и необходимость расширения сфер влияния РФ в многополярном мире, увеличение затрат на ликвидацию последствий опасных природных явлений (в том числе наводнений, пожаров, землетрясений), а также уменьшение количества трудоспособного населения из-за снижения рождаемости, повышение стоимости добычи ресурсов из-за удорожания технологий извлечения и важность формирования глобальной информационно-телекоммуникационной инфраструктуры для цифровизации базовых отраслей экономики.

Квантово-стеганографические ESG-технологии могут эффективно использоваться как инструмент экологического мониторинга, природного надзора и технологического контроля: например, согласно экспертным оценкам, штраф за причиненный золотодобытчиками России вред в 2020 году составил 230 млн руб., углеродный налог для российских поставщиков (железо, сталь, алюминий, удобрения) составил 93,5 млрд руб. в год, эффект от применения технологии дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ) для управления и контроля сельскохозяйственной деятельности составил 2,2 трлн.руб., экономия от стоимости сооружения одного блока АЭС с учетом внедрения технологий ДЗЗ — от 2 до 3 млрд руб., ущерб от незаконной заготовки древе-

сины – 35 млрд руб., а суммарный штраф за разлив топлива при разрушении резервуара с дизельным топливом АО «ГМК «Норильский никель» с загрязнением рек составил 146 млрд руб.

Анализируя данные о российском климатическом контексте, необходимо отметить необъективные, политически мотивированные и предвзятые данные об углеродном балансе России (например, с намеренным занижением поглощающей способности лесов в РФ), недооценку поглощающей способности лесов России, широкий диапазон оценок потенциала лесных территорий России, отсутствие единого подхода в оценке поглощения парниковых газов, отсутствие системы сбора и обработки данных о типах лесов и земель России [1].

Методы

Квантово-стеганографические ESG-технологии, применяемые в ракетно-космической отрасли для орбитального экологического мониторинга промышленных объектов, оптимизации поставок энергоресурсов, предотвращения техногенных катастроф и комплексного обслуживания судов по маршруту Севморпути, благодаря системам «Экспресс-РВ», «Марафон IoT» и «Беркут-Х, СМОТР», обеспечат высокое качество цифрового телевизионного и радиовещания, высокоскоростной передачи данных (включая передачу мониторинговой информации), мониторинга ледовой обстановки с формированием карт льдов и услуг высокоточной навигации для беспилотных проводок. Представленный комплекс квантово-стеганографических ESG-систем обеспечит надежными услугами связи, позиционирования и мониторинга в Арктической зоне РФ на подвижных и стационарных объектах, в том числе беспилотных. Архитектура квантово-стеганографических ESG-систем, в т.ч., включает использование «Марафон» (800 км), «Скиф» (8070 км), «Беркут-Х, XLP» (600 км), «Беркут-ВД, СМОТР» (500 км), «Беркут-О, С» (700 км), «Экспресс-РВ» (40000/4000 км), «Ямал» (36000 км), «Экспресс» (36000 км) [2].

Применение квантово-стеганографических ESG-технологий для ракетно-космической техники для орбитального экомониторинга промышленных объектов, оптимизации поставок энергоресурсов, предотвращения техногенных катастроф является мощной платформой для развития всего спектра информационных технологий в РФ: согласно данным экспертов, рынок Internet of Things (IoT) вырастет с 370 млрд. долл.США в 2021 до 1254 млрд долл.США в 2026 году, Big Data — с 122 млрд долл. США в 2015 году до 274,3 млрд долл. США в 2022 году, блокчейн-технологий — с 3 млрд долл. США в 2020 году до 39 млрд долл. США в 2025 году, искусственного интеллекта (ИИ) — с 58 млрд долл. США в 2021 году до 309 млрд долл. США в 2026 году.

Результаты

Многоспутниковая система IoT «Марафон IoT» предполагает сбор и передачу данных с устройств IoT с контролем беспилотных и роботизированных систем: запуск опытного образца космического аппарата (КА) «Марафон IoT» запланирован в 2024 году, проводится разработка унифицированных платформ малых КА ДЗЗ и связи. Система широкополосного доступа в интернет «СКИФ» для предоставления высокоскоростного доступа предполагает запуск демонстрационного образца КА «Скиф-Д» в 2022 году: предполагается разработка гибких цифровых полезных нагрузок для многоспутниковых систем связи и образцов бортовых и наземных терминалов высоко-

скоростной космической лазерной связи. В рамках космического эксперимента «Магнитный 3D-биопринтер» предполагается использование магнитной биофабрикации для получения информации о высокомолекулярных белковых соединениях: создание белков короновируса и вещества блокатора для исследований, формирование экспериментальных образцов для космических экспериментов, магнитная фабрикация на МКС кристаллов белковых структур уникального размера (1,5 мм), изучение полученных кристаллов и применение полученных данных при разработке вакцин и лечебных препаратов. В рамках инновационного проекта традиционные алгоритмы оверлейного ГИС-анализа, спектральной классификации, объектно-ориентированных методов, механизмов отслеживания изменений, расчета спектральных индексов, методов автоматического извлечения высотной информации и построения выборок и тематических карт будут интегрировании с Big Data, облачными технологиями, нейросетевыми технологиями и AR/VR (виртуальной реальности). Нейросетевые технологии позволят сегментировать объекты и оперативно формировать и вносить изменения в цифровые двойники регионов [3].

Применение квантово-стеганографических ESG-технологий для ракетно-космической отрасли для орбитального экологического мониторинга промышленных объектов, оптимизации поставок энергоресурсов и предтвращения техногенных и природных катастроф автоматизирует проводку судов по Севморпути с обеспечением высокоскоростным интернетом всех пассажиров, повысит эффективность мультимодальных перевозок и мониторинга местоположения и технического состояния авто- и железнодорожного транспорта и судов, экологического мониторинга и контроля динамики лесных пожаров и вырубки леса. Использование квантово-стеганографических ESG-технологий в АПК повысит уровень контроля за состоянием земель и логистических операций, оптимизирует автоматизацию управленческих задач и мониторинга состояния животных, в промышленности и строительстве будет обеспечен круглосуточный надзор за строительными объектами с оценкой уровня промышленной безопасности, а также территорий и подъездных путей. Позитивным эффектом от внедрения квантово-стеганографических ESG-технологий в логистическую инфраструктуру станет оперативное высокоскоростное предоставление данных ледовой разведки в интерактивном режиме без запаздывания данных, повысит скорость принятия решений и обмен данными между беспилотными транспортными средствами, сформирует 3D-карты местности (обновляемые в автоматическом режиме) и оптимизирует работу транспорта в труднодоступных регионах [4].

Заключение

Квантово-стеганографические ESG-технологии для ракетно-космической отрасли для орбитального экологического мониторинга промышленных объектов, оптимизации поставок энергоресурсов и предотвращения техногенных катастроф повысят эффективность функционирования отраслей и регионов РФ и обеспечат устойчивость региональных экономик многих Субъектов Федерации РФ. Применение приборов и оборудования с квантово-стеганографическими ESG-технологиями позволит существенно минимизировать затраты на обеспечение информационной безопасности предприятий и организаций даже в условиях применения для взлома как обычных квантовых компьютеров, так и сложных квантово-компьютерных вычислительных комплексов.

Целесообразно внесение изменений в ряд нормативно-правовых документов (НПД), регулирующих подготовку специалистов для ракетно-космической отрасли. В частности, необходимо существенное увеличение часов на ознакомление и отработку практических навыков эксплуатации промышленных информационных систем с применением квантовых технологий, в том числе квантово-стеганографических ESG-технологий. Их широкое использование в отечественной ракетно-космической отрасли позволит повысить уровень защиты предприятий и организаций от хакерских и вирусных атак и сократить сроки восстановления работоспособности различных компонентов объектов критической информационной инфраструктуры.

Литература

[1] Раткин Л.С. Экономические аспект применения технологий компьютерной стеганографии для реализации инновационных и инвестиционных проектов. Научные труды Вольного экономического общества России, 2020, т. 223, № 3, с. 551–556.

[2] Раткин Л.С. Создание системы глобального космоэкологического мониторинга с применением квантовой стеганографии. Россия: тенденции и перспективы развития. Ежегодник. Матер. XIII Междунар. науч.-практ. конф. Москва, 2022, с. 452–453.

[3] Раткин Л.С. Технологии скрытого управления комплексом автоматизированных информационных систем для космического экомониторинга с применением компьютерной стеганографии. Научная сессия НИЯУ МИФИ – 2015. Аннотации докл. В 3 т. Москва, 2015, с. 92а.

[4] Раткин Л.С. Способ сокрытия компьютерной информации путем многократного вложения сообщения в частные стеганографические контейнеры. Пат. № 2322693 С2 Российская Федерация, 2008, бюл. № 11, 5 с.

УДК 621.528.1

Применение современных средств автоматизации стендов для испытаний узлов и агрегатов жидкостных ракетных двигателей

Подшибякина Виктория Александровна vicktoria.podshibyakina@yandex.ru

АО «Конструкторское бюро химавтоматики»; Воронежский государственный технический университет

Рязанцев Александр Юрьевич ryazantsev86@rambler.ru

АО «Конструкторское бюро химавтоматики»; Воронежский государственный технический университет

Рассмотрены виды испытаний, используемые при производстве деталей и сборочных единиц жидкостных ракетных двигателей. Показана актуальность проблемы автоматизации стендов, а также область применения автоматизированных измерительных систем для стендового оборудования. Представлено специальное стендовое оборудование для проведения автономных испытаний узлов и агрегатов жидкостных ракетных двигателей.

Ключевые слова: *автоматизация, испытания, двигатель, стендовые испытания, измерительные системы*

В современном двигателестроении предъявляются высокие требования к изготовлению узлов и агрегатов жидкостного ракетного двигателя (ЖРД). Одним из основных видов проверки окончательно изготовленных деталей двигателя являются испытания. Холодные испытания агрегатов позволяют сделать процесс отработки и контроля качества элементов более безопасным.

К основным видам холодных испытаний можно отнести:

1. Гидравлические проливки трубопроводов, клапанов, регуляторов, камер и их элементов, газогенераторов и т.п., позволяющие определить фактическое сопротивление отдельных элементов конструкции и учесть его при расчете параметров настройки двигателя.
2. Испытания насосов, задачей которых является определение напорных и кавитационных характеристик, используемых для контроля качества насосного агрегата и настройки двигателя, а также для оценки конструктивных изменений в насосе в процессе изготовления опытной партии изделий.
3. Испытания турбин, проводимые с целью определения фактических характеристик изготовленных турбин.
4. Испытания по отработке и проверке агрегатов систем управления и регулирования, в процессе которых производится проверка их функционирования в пределах заданного ресурса или числа включений, определение и отладка регулировочных характеристик, исследование влияния различных внешних факторов на их работу.
5. Прочностные испытания узлов и агрегатов, которым подвергают все элементы конструкции двигателя.
6. Вибрационные испытания, проводимые на вибростендах для определения частоты и формы собственных колебаний методом установки резонансных частот [1].

Холодные испытания проводятся на специальных стендах, где создаются рабочие условия, приближенные к реальным. Современные стенды должны обеспечивать высокий уровень автоматизации, сводящий к минимуму возможность влияния на подготовку и проведение испытаний человеческого фактора, а также иметь высокую надежность, способную обеспечить безотказность регистрации измерительных данных. Все более важную роль начинают играть средства автоматизации процессов сбора и обработки информации. Эта тенденция связана как с постоянно возрастающим объемом фиксируемой информации, так и с новыми требованиями к получаемым результатам. Цель автоматизации испытаний заключается в повышении эффективности труда, улучшении качества выпускаемой продукции, а также создании условий для оптимального использования всех ресурсов [2].

Чтобы достичь поставленных задач при подготовке и проведении испытаний, автоматизированные стендовые системы должны обеспечивать следующие функции: сбор информации с датчиков объекта испытаний, стенда и ее регистрацию, обработку информации в реальном времени с последующим ее отображением. Для регистрации параметров при испытаниях ЖРД и его агрегатов выбирают устройства различных типов в зависимости от требований по оперативности, наглядности, статической и динамической точности, хранению результатов испытания, а также по степени автоматизации процесса их обработки.

Для вывода полученных результатов используют регистрирующие устройства, которые обеспечивают возможность многократно обращаться к полученной при испытании информации. Регистраторы применяют для фиксации показаний стрелочных и цифровых индикаторных приборов, таких как манометры и т. д. Видеографические регистраторы (электронный самописец) применяют для измерения, регулирования и регистрации температуры и других неэлектрических величин (частоты, давления, расхода, уровня и др.) [3].

Существующие в настоящие время стенды не всегда позволяют оптимально проводить испытания узлов и агрегатов ЖРД, так как конструкторской документации на изделия, заложены специальные требования.

В рамках модернизации производственной базы в АО КБХА совместно с ЗАО ПКТБА (г. Пенза) создано стендовое оборудование с применением современных автоматизированных систем. Пневмогидравлические стенды оснащены двумя системами управления процессами испытаний: полностью автоматизированной и полуавтоматизированной. Полностью автоматический режим подразумевает возможность проведения полного цикла испытаний без участия оператора по утвержденной циклограмме испытаний.

Полуавтоматический режим предусматривает возможность корректировки процесса испытаний со стороны оператора. Программное обеспечение оборудования позволяет проводить работы по корректировке и уточнению новых режимов испытаний.

Система видеонаблюдения интегрированная с автоматизированной системой протоколирования и регистрации процессов испытаний, снабжена дополнительными навесными и магнитными камерами. Бронеограждение для гидро- и пневмоиспытаний снабжены автоматическими раздвижными крышами, позволяющими погружать изделие в аквариум для проведения испытаний изделий в вывешенном состоянии. Стенд комплектуется не только стандартными устройствами отечественных и зарубежных производителей, но и специализированными, выполняющими требования технологического процесса испытаний [4].

Благодаря совершенствованию систем управления и измерения стендового оборудования для холодных испытаний, АО КБХА совместно ЗАО ПКТБА разработаны и внедрены в производство специальные стенды, обладающие высоким уровнем автоматизации. При этом в процессе испытаний узлов и агрегатов жидкостных ракетных двигателей исключается влияние человеческого фактора, обеспечивается точность и надежность измерений, а также уменьшается трудоемкость и производственный цикл изготовления изделий.

Литература

[1] Воробей В.В., Логинов В.Е. Технология производства жидкостных ракетных двигателей. Москва, Изд-во МАИ, 2001, 496 с.

[2] Галеев А.Г., Иванов В.Н., Катенин А.В., Лисейкин В.А., Пикалов В.П., Поляхов А.Д., Сайдов Г.Г., Шибанов А.А. Методология экспериментальной отработки ЖРД и ДУ, основы проведения испытаний и устройства испытательных стендов. Киров, МЦНИП, 2015, 436 с.

[3] Жуковский А.Е., Кондрусев В.С., Окорочков В.В. Испытания жидкостных ракетных двигателей. Москва, Машиностроение, 1992, 352 с.

[4] Баженова Т.Е., Юхневич С.С., Рязанцев А.Ю. Разработка и внедрение оборудования и технологии для проведения криогенных испытаний специзделий. Ученые записки Крымского инженерно-педагогического университета, 2022, № 3 (77), с. 133–138. DOI: https:// doi.org/ 10.34771/UZCEPU.2022.77.3.026

УДК 629.78

Термоэмиссионное охлаждение элементов летательных аппаратов. Обзор

Архипов Павел Александрович arkhipov.voenmeh@gmail.com
БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Колычев Алексей Васильевич anturui@mail.ru
БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Чернышов Михаил Викторович mvcher@mail.ru
БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Произведен обзор состояния исследований в области изучения термоэмиссионного охлаждения. В целом исследования в основном проводятся в США при поддержке Lockheed Martin коллективов университета Мичигана, Колорадо, Вермонта, Техаса, а также университета Квинсленда в Австралии. Термоэмиссионное охлаждение исследуется в РФ и Китае, но в меньшем масштабе. Многие университеты уже проводят экспериментальные исследования термоэмиссии. В ряде экспериментов было зафиксировано снижение температуры за счет термоэмиссии.

Ключевые слова: *термоэмиссия, термоэмиссионное охлаждение, тепловые нагрузки, работа выхода электронов*

Технология термоэмиссионного охлаждения способна повысить конкурентоспособность во многих областях машиностроения. Это подталкивает подключиться к ее исследованию все больше стран. Многие исследовательские коллективы уже переходят к экспериментальной проработке технологии, на что им выделяются значительные средства для проведения работ.

Впервые предложено применять термоэмиссионное охлаждение для летательных аппаратов в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова в 2009 году [1]. Предлагалось организовать ТЭО в плазму цезия («закрытая схема»), которая формировалась в небольшом зазоре между внешней оболочкой передней кромки и внутренней оболочкой — анодом. По «закрытой» схеме много публикаций у ТГУ, в рамках которых снижение температуры было оценено в 200–250 К [2–4].

Позже в 2011 году в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова была предложена «открытая» схема ТЭО с переносом электронов через обтекающий ЛА поток высокотемпературного воздуха [5]. А с 2014 года «открытая» схема становится предметом исследования зарубежных специалистов [6].

На данный момент лидирующие позиции по исследованию термоэмиссионного охлаждения занимают США. В университете Мичигана разработана модель термоэмиссии в плазме [7–8], с помощью которой была показана возможность уменьшения температуры передней кромки летательного аппарата при скорости 8 км/с на 1600 К. В университете Техаса при проведении эксперимента обнаружен тепловой эффект уменьшения температуры за счет термоэмиссии в аргоновой плазме [9]. По заявлению авторов, они впервые наблюдали эффект ETC. Отдельное направление исследований — добавление в набегающий поток легкоионизируемой добавки — цезия или калия, что позволяет обеспечить термоэмиссионное охлаждение при меньших скоростях полета, чем

так же занимается коллектив университета Техаса. В плазмотроне университета Вермонта было проведено исследование влияния скорости потока на конвекцию электронов от эмиттера вниз по потоку к коллектору [10], первоначальные результаты показывают, что увеличение скорости потока действительно увеличивает измеренные уровни тока. В этом же университете планируется проводить экспериментальные исследования в аргоновой плазме индукционного плазматрона с применением новых типов материалов — электридов [11–12]. По результатам опытов было измерено, что в плазме аргона работа выхода электронов для C12A7:e^--Ti составила 1 эВ. В Институте фон Кармана в рамках данных опытов эффект ЕТС не измерялся, однако, наблюдались токи термоэмиссии на уровне предсказанных по зависимости Ричардсона — Дешмана [13]. В Харбинском политехническом университете Китая также проводят исследования термоэмиссионного охлаждения. В частности, был произведен эксперимент, в котором катод из W-La2O3 в вакуумной камере был нагрет до 2300 °C при помощи лазера, после чего были измерены уровни тока термоэмиссии, который был сравнен с существующими расчетными моделями [14].

В условиях всеобщей деглобализации производств и санкционного давления крайне важно развивать исследование данной технологии в РФ, поскольку с ее помощью можно решить целый ряд проблем в ракетостроении, авиастроении и энергетике.

Результаты исследований выполнены при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (проект «Создание опережающего научно-технического задела в области разработки передовых технологий малых газотурбинных, ракетных и комбинированных двигателей сверхлегких ракетоносителей, малых космических аппаратов и беспилотных воздушных судов, обеспечивающих приоритетные позиции российских компаний на формируемых глобальных рынках будущего», № FZWF-2020-0015).

Литература

[1] Колычев А.В., Керножицкий В.А. Тепловая защита гиперзвуковых летательных аппаратов (ЛА) с использованием явления термоэлектронной эмиссии. Решетневские чтения, 2009, т. 1, № 13, с. 29–30.

[2] Efimov K.N. et al. Simulation of Thermionic Thermal Protection in a Supersonic Air Flow around a Spherically Blunted Cone. High Temperature, 2021, vol. 59, no. 2, pp. 314–324. DOI: https://doi.org/10.1134/S0018151X21030044

[3] Zimin V.P. et al. Mathematical Modeling of Active Thermionic Heat Protection in a High Enthalpy Flow past a Shell. Journal of Engineering Physics and Thermophysics, 2020, vol. 93, no. 3, pp. 497–508.

[4] Efimov K.N., Ovchinnikov V.A., Yakimov A.S. Numerical Simulation of Thermoelectronic Thermal Protection in the Case of High Enthalpy Flow Past a Multilayer Shell. Journal of Engineering Physics and Thermophysics, 2022, vol. 95, no. 2, pp. 327–342. DOI: https://doi.org/10.1007/s10891-022-02487-x

[5] Керножицкий В.А., Колычев А.В. Концепция развития методов и средств преодоления теплового барьера. Информация и космос, 2011, № 2, с. 50–53.

[6] Alkandry H., Hanquist K., Boyd I.D. Conceptual analysis of electron transpiration cooling for the leading edges of hypersonic vehicles. 11th AIAA/ASME Joint Thermophysics and Heat Transfer Conference, 2014, p. 2674. DOI: https://doi.org/10.2514/6.2014-2674

[7] Hanquist K.M., Hara K., Boyd I.D. Detailed modeling of electron emission for transpiration cooling of hypersonic vehicles. Journal of Applied Physics, 2017, vol. 121, no. 5, p. 053302. DOI: https://doi.org/10.1063/1.4974961

[8] Campbell N.S. et al. Evaluation of computational models for electron transpiration cooling. Aerospace, 2021, vol. 8, no. 9, p. 243. DOI: https://doi.org/10.3390/aerospace8090243

[9] Bak J. et al. Experimental study of electron transpiration cooling with a 2-kW laser heating system. AIAA SCITECH 2022 Forum, 2022, p. 0983. DOI: https://doi.org/ https://doi.org/ 10.2514/6.2022-0983.vid

[10] Meyers J.M. et al. Characterization of LaB6 Emitters in an Inductively Coupled Plasma Facility for Electron Transpiration Cooling Applications. AIAA Aviation 2022 Forum, 2022, p. 3579. DOI: https://doi.org/10.2514/6.2022-3579

[11] Kuehster A.E. Processing of mayenite electride and its composites in spark plasma sintering. Colorado State University, 2019. URI: https://hdl.handle.net/10217/197348 (accessed November 15. 2022).

[12] Tang X. et al. Enhanced thermionic emission of mayenite electride composites in an Ar glow discharge plasma. Ceramics International, 2021, vol. 47, no. 12, pp. 16614–16631. DOI: https://doi.org/10.1016/j.ceramint.2021.02.233

[13] Chazot O., Helber B. Plasma Wind Tunnel Testing of Electron Transpiration Cooling Concept. Institut von Karman de dynamique des fluides vzw sint-genesius-rode Belgium, 2017. Identifier-ark: ark:/13960/t3328g369

[14] Liang W. et al. Intrinsic connections between thermionic emission cooling effect and emission characteristics of W-La2O3 cathodes at high temperatures. Materials Letters, 2022, vol. 308, pp. 131172. DOI: https://doi.org/10.1016/j.matlet.2021.131172

УДК 621.3.049.75

Использование адаптивных алгоритмов мультиагентных систем при проектировании многослойных печатных плат

Манышев Роман Александрович Thezaurus@mail.ru
АО «НПП «Радар ммс»

Разработана модель, обобщающая алгоритмы распространенных мультиагентных систем и унифицированную схему их применения для оптимизации в практике разработки многослойных печатных плат. Показано, что необходимо применять методы оптимизации, имеющие свойства гибкости, самоорганизации, позволяющие за приемлемое время получать решения, близкие к оптимальным. Применение данного способа оптимизации позволяет снизить временные затраты на проектирование и посттопологическую верификацию платы на 5–30 %.

Ключевые слова: *мультиагентные системы, многослойная печатная плата, алгоритм адаптации, оптимизация, самоорганизация*

В настоящее время развитие космических технологий играет одну из важнейших ролей в научно-техническом прогрессе. Как известно, космическая отрасль ассоциируется с высокими технологиями и, разумеется, высокой надежностью. Это относится и к электронным системам космических аппаратов. Поэтому приоритетной задачей при проектировании электронных блоков, входящих в состав изделий авиационно-космической техники, является обеспечение надежности.

Одной из основных и важнейших задач при проектировании многослойных печатных плат (МПП) является организация правильно спланированного распределения питания [1]. Помимо обеспечения целостности и как можно большей площади для полигонов питания, очень важным фактором, влияющим на падение напряжения в цепях питания, является организация правильной расстановки переходных отверстий. Особенно сильно это проявляется в цепях с большими токами. Если конфигурация межслойных переходных отверстий в таких цепях не продумана, то существует большая вероятность того, что из-за неравномерного протекания тока через доступные переходные отверстия, отдельные участки платы будут перегреваться, а переходные отверстия быстро деградировать в условиях работы с превышением предельно допустимых плотностей токов.

Использование сторонних программных средств [2] не позволяет решить эту проблему в автономном режиме, они лишь указывают на наличие проблем и величину ошибки, поиск оптимального конструкторского решения, в данном вопросе, зачастую отнимает очень много времени.

Цель работы — повышение надежности и сокращение времени проектирования многослойных печатных плат за счет разработки и применения адаптивных алгоритмов мультиагентных систем в решении оптимизационных задач.

Для решения поставленных задач использовались системный анализ, математическое и компьютерное моделирование, вычислительный эксперимент и оптимизация. Для решения оптимизационных задач применены роевые и эволюционные методы,

произведена адаптация алгоритма роевого интеллекта к практике локальной оптимизации размещения переходных отверстий МПП.

При решении данной задачи, многоуровневая мультиагентная система [3, 4] рассматривалась как рой частиц, в котором каждая частица-агент функционирует по простым правилам, но при этом важным является обмен информацией между частицами-агентами, что и придает системе качество «разумности».

В данной задаче, необходимо очень точно задать критерий оптимальности — характерный показатель решения задачи, по значению которого оценивается оптимальность найденного решения, то есть максимальное удовлетворение поставленным требованиям [5]. Как правило, данный критерий не является единственным.

Практическую пользу представляет адаптация и построение поведенческой модели алгоритма роевого интеллекта, применимую к задачам проектирования, разработки и моделирования многослойных печатных плат. Эксперименты проводились для различных видов топологий высоконагруженных плат. Применение адаптивных алгоритмов мультиагентных систем позволяет снизить временные затраты на проектирование и посттопологическую верификацию платы на 5–30 %.

Литература

[1] Кечиев Л.Н. Проектирование печатных плат для цифровой быстродействующей аппаратуры. Москва, Группа ИДТ, 2007, 616 с.

[2] Deek F. Concepts of Power Integrity: Taking the Noise out of Via-to-Via Coupling. URL: https://www.eenewseurope.com/en/white_papers/mentor-concepts-of-power-integrity-taking-the-noise-out-of-via-to-via-coupling/ (accessed November 15, 2022).

[3] Баранюк В.В., Смирнова О.С. Роевой интеллект как одна из частей онтологической модели бионических технологий. International Journal of Open Information Technologies, 2015, vol. 3, iss. 12, pp. 13–16.

[4] Kennedy J., Eberhart R.C. Particle swarm optimization. Proceedings of IEEE International Conference on Neural Networks, 1995, pp. 1942–1948. DOI: https://doi.org/10.1109/ICNN.1995.488968

[5] Штойер Р. Многокритериальная оптимизация: теория, вычисления и приложения. Москва, Радио и связь, 1992, 504 с.

УДК 004.946

Генерация образов объектов методами нейронных сетей с применениями технологии CLIP

Касатиков Николай Николаевич NICK925@yandex.ru
МАИ

Фадеева Анна Дмитриевна nikial791@rambler.ru
МАИ

Цибин Алексей Владимирович kasatikov94@mail.ru
АО НИИ ТП

Гомозов Олег Анатольевич nin4k.nina@yandex.ru
АО НИИ ТП

Потапов Сергей Леонтьевич npk12@infogeo.info
АО НИИ ТП

Умаров Шапи Магомед-Тагирович Uchetkaaa@mail.ru
АО НИИ ТП; МИИГАиК

Рассмотрено применение нейронных сетей при вопросах создания изображений. Представлены методы обработки с помощью известных модулей и самых популярных баз знаний и открытых библиотек. В нашей работе показано, как применение нейронных сетей может существенно сократить человеческие ресурсы и временные затраты для создания качественных изображений, оставляя за человеком исключительно текстовый набор символов. В результате исследования сделаны выводы, что данная технология может использоваться, как в научно-популярных, так и в практической реализации визуализации труднодоступных для человека и страны мест.

Ключевые слова: *нейронные сети, openai, Python, цифровой двойник, интернет вещей*

В современных условиях остро возникает вопрос использования искусственного интеллекта для оперативной обработки и создания фотореалистичных и стилизованных под картины изображений. Здесь на помощь могут прийти нейронные сети [1].

Используя простые и, на сегодняшний день, уже устаревшие технологии, мы ранее могли редактировать фотографии, добавлять информацию о различных предметах, повышать или понижать контрастность — если подобный функционал был предусмотрен алгоритмами работы программного обеспечения.

В нашем докладе мы опишем работе два подхода для решения проблемы генерации изображений по текстовому условию — при помощи моделей ruCLIP и unCLIP.

Модель ruCLIP [2] по своей сути представляет собой русифицированную версию модели CLIP, разработанную в 2021 году компанией **OpenAI**. ruCLIP состоит из нескольких подмодулей. Сначала диффузионный декодер обучается обратному преобразованию кодировщика изображений CLIP, а затем производится интерполяция входных изображений путем интерполяции их вложений. Одним из примечательных достоинств использования скрытого пространства CLIP является то, что это дает воз-

можность семантически изменять изображения при помощи перемещения по направлению любого кодирующего вектора, в то время как обнаружение этих направлений в скрытом пространстве GAN [3] требует определенной удачи и тщательного ручного осмотра.

Использование данной технологии в создании цифровых двойников сможет обеспечить высококачественную визуализацию образа объекта исследования. Цифровые двойники играют важную роль при моделировании применения наземных, морских и воздушных систем значительной дальности действия, районы использования которых охватывают как поверхность суши Земли [4], причем в различных климатических поясах, так и водную поверхность и воздушное пространство. Кроме того, при решении задач моделирования исследовательских миссий космических кораблей к планетам Солнечной системы, включая цифровую отработку, важную роль играет поддержание адекватности цифрового двойника, что было установлено в ходе теоретических испытаний.

Кроме того, для решения указанных выше задач, возможно, использование еще одной модели — unCLIP. Ее превосходство над CLIP и ruCLIP состоит, в том числе в более детальном прорисовывании элементов результирующего изображения [5]. Данный модуль получил широкое распространение в составе text-to-image модели DALL-E 2. Верхнеуровнево архитектуру unCLIP можно представить следующим образом: встраивание текста CLIP сначала подается на авторегрессию или диффузию перед созданием встраивания изображения, а затем это вложение используется для обработки диффузионного декодера, который создает окончательное изображение. Важно обратить внимание на то, что модель CLIP заморожена во время обучения априорной модели и декодера [6].

В ходе работы был разработан программный комплекс, основанный на модели **DALL-E** в сочетании с ruCLIP, позволяющий создавать изображения по текстовому описанию, редактировать полученные изображения при помощи GUI, улучшать качество финального изображения, а также убирать с него фон с применением модуля RemBG. Первоначально разработка решения велась в открытой среде Google Colab. Для убыстрения процесса генерации программный комплекс был развернут на локальном сервере, технические параметры оборудования: видеокарта — NVIDIA Tesla K80, операционная система — Windows 10×64. Время генерации составляет в среднем 500 секунд.

Используемые данные при создании картинок unCLIP можно применять и при создании 3D моделей местности Земли. Например, выявление вариативности стандартных строений, таких как школы, отделения ЗАГСа, торговые центры. Кроме того, данная технология может применяться в образовательных целях при подготовке наборов обучающих данных для разработки практических задач по дисциплинам, относящихся к сфере компьютерных наук, а также для решения задач прикладной космонавтики.

Литература

[1] Касатиков Н.Н., Брехов О.М., Желаннов С.А., Гомозов О.А., Цибин А.В. Использование сверточных нейронных сетей для образов объектов на спутниковых снимках. Математическое моделирование. II Междунар. конф.: тез. докл. Москва, Перо, 2021, с. 64–65.

[2] Фадеева А.Д., Касатиков Н.Н. Генерация случайных изображений путем составленного алгоритма на основе методов нейронных сетей. XLVIII Гагаринские чтения. Междунар. молодежной науч. конф.: сб. тез. Москва, Перо, 2022, с. 206–207.

[3] Jones W. University of Michigan to Open Robo Car Urban Test Track in the Fall. Available at: https://spectrum.ieee.org/university-of-michigan-to-open-robo-car-test-track-in-the-fall (accessed November 15, 2022).

[4] Гомозов О.А., Касатиков Н.Н., Фадеева А.Д., Цибин А.В. Создание виртуального полигона для отработки систем навигации воздушной, наземной и ракетно-космической техники на основе технологии цифровых двойников. Ракетные комплексы и ракетно-космические системы — проектирование, экспериментальная отработка, летные испытания, эксплуатация: сб. тез. секции 22 имени академика В.Н. Челомея XLVI Академических чтений по космонавтике, Реутов, АО «ВПК «НПО машиностроения», 2022, с. 166–170.

[5] Rosen R., Wichert G., Lo G., Bettenhausen K. About The Importance of Autonomy and Digital Twins for the Future of Manufacturing. IFAC-PapersOnLine, 2015, vol. 48, pp. 567–572. DOI:10.1016/j.ifacol.2015.06.141

[6] Krizhevsky A., Sutskever I., Hinton G.E. Imagenet classification with deep convolutional neural networks. Advances in Neural Information Processing Systems, 2012, vol. 25, pp. 1097–1105.

УДК 629.78

Выявление наиболее опасных космических объектов в высокоорбитальной области околоземного пространства для активного удаления в безопасную область

Павлова Елена Александровна elenae312@gmail.com
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Захваткин Михаил Витальевич zakhvatkin@kiam1.rssi.ru
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Сформулированы основные критерии для оценки опасности космического объекта, находящегося на высокой околоземной орбите, по отношению к действующим космическим аппаратам российской орбитальной группировки. С использованием предложенных критериев, а также орбитальной и измерительной информации о космических объектах высокоорбитальной области околоземного космического пространства, располагаемой ИПМ им. М.В. Келдыша РАН, выбраны наиболее опасные космические объекты, являющиеся основными кандидатами для активного увода с орбиты.

Ключевые слова: *космический мусор, активный увод, опасные ситуации, космические объекты, рейтинг опасных объектов*

В мире появляется все больше держав, осваивающих и наращивающих использование околоземного космического пространства (ок-пространства). Непрерывно снижается стоимость выведения полезной нагрузки на орбиту и вместе с этим увеличивается суммарная масса искусственных объектов в ок-пространстве, большая часть из которых продолжит находиться там в обозримом будущем.

Обеспечение безопасности операций в околоземном космосе является одним из факторов успешности достижения целей и задач полетов всех видов космической техники. В результате активной деятельности на околоземных орбитах, помимо функционирующих космических аппаратов, присутствуют неуправляемые объекты техногенного происхождения, несущие потенциальную угрозу успешному осуществлению космических миссий.

Угрозу, выраженную в наборе событий потенциально опасных сближений, представляет как космический объект сам по себе, так и множество более мелких, но при этом достаточно опасных фрагментов, которые могут быть образованы из объекта в результате его разрушения.

В то же время активно развиваются технологии снижения засоренности околоземного космоса, включающие в себя различные методы увода космических объектов на орбиты с ограниченным сроком баллистического существования или на орбиты захоронения, специально выбранные таким образом, чтобы исключить сближения с действующими космическими аппаратами. Такие уводы на сегодняшний день реализует большинство активных космических аппаратов при завершении срока активного существования. Однако технологии активного увода успешно разрабатываются также для объектов космического мусора. Данные технологии называются ADR (от англ. Active Debris Removal) [1, 2].

Принимая во внимание высокую стоимость и уровень рисков при проведении подобных операций следует отметить актуальность задачи выделения приоритетных

космических объектов — «кандидатов» для испытаний ADR-технологий, направленных на снижение засоренности космического пространства.

Задача определения наиболее опасных объектов в качестве приоритетных для применения ADR технологий требует комплексного метода ее решения и включает в себя:

- проведение анализа событий, происходящих в высокоорбитальной области;
- выявление объектов, наиболее часто сближающихся с действующими космическими аппаратами;
- исследование наиболее засоренных областей околоземного космического пространства;
- оценка и учет физических свойств и параметров их движения относительно центра масс;
- определение степени вероятности столкновения с функционирующими космическими аппаратами;
- разработка рейтинга опасности.

В Институте прикладной математики им. М.В. Келдыша РАН проводятся многолетние исследования, включающие в себя оптический мониторинг объектов и событий в высокоорбитальной области космического пространства, анализ, систематизацию, каталогизацию измерительной и орбитальной информации с применением высокоточных математических моделей развития неблагоприятных событий в космосе [3, 4].

В базе данных Института на сегодняшний день содержится информация о более чем 9000 высокоорбитальных космических объектах, включая приблизительно 2900 на геостационарных орбитах, 4900 объектов на средневысоких (полусуточных) орбитах и 1500 на высокоэллиптических орбитах. Из данного массива объектов выявлены космические объекты, представляющие наибольшую угрозу для действующих космических аппаратов российской орбитальной группировки.

Результаты, полученные в ходе исследования, будут способствовать:

- формированию приоритетности в долгосрочной задаче снижения засоренности околоземного космического пространства путем применения ADR-технологий;
- оптимизации планирования проведения оптических наблюдений космических объектов;
- принятию решений в области управления космическим движением, необходимым операторам отельных космических аппаратов и спутниковых группировок для их безопасного и эффективного функционирования.

Литература

[1] Ledkov A., Aslanov V. Review of contact and contactless active space debris removal approaches. Progress in Aerospace Sciences. Elsevier BV, 2022, vol. 134, art. 100858. DOI: https://doi.org/10.1016/j.paerosci.2022.100858

[2] Технологии Active debris removal. URL: https://www.esa.int/Space_Safety/ Space_Debris/ Active_debris_removal (дата обращения 27.11.2022).

[3] Решение об организации взаимодействия между Роскосмосом и Российской академией наук при решении задач наблюдения, анализа и прогнозирования техногенной обстановки в околоземном космическом пространстве. URL: http://www.ras.ru/ FStorage/ download.aspx?id=2b55601d-48e6-4c93-80d6-786407be709b (дата обращения 27.11.2022).

[4] Стрельцов А.И., Захваткин М.В., Воропаев В.А., Молотов И.Е., Павлова Е.А., Степаньянц В.А., Усовик И.В. Выявление потенциально опасных космических объектов и сближений с сопровождаемыми космическими аппаратами. Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша, 2019, № 003, 30 с.

УДК 519.688

Моделирование комплексной трехосевой системы амортизации и демпфирования бесплатформенного инерциального измерительного прибора

Илюшин Павел Алексеевич P.Ilyushin@russian.space
филиал АО «ЦЭНКИ»– «НИИ ПМ имени академика В.И. Кузнецова»

Наумченко Владислав Павлович 8987nau@mail.ru
АО «ЦЭНКИ»

Пикунов Дмитрий Григорьевич pikunovdg@gmail.com
филиал АО «ЦЭНКИ»– «НИИ ПМ имени академика В.И. Кузнецова»

Соловьёв Алексей Владимирович solovyev@bmstu.ru
филиал АО «ЦЭНКИ»– «НИИ ПМ имени академика В.И. Кузнецова»

Максимов Сергей Александрович S.Maksimov@russian.space
филиал АО «ЦЭНКИ»– «НИИ ПМ имени академика В.И. Кузнецова»

Рассматриваются достигнутые результаты моделирования системы амортизации и демпфирования для разрабатываемого бесплатформенного инерциального измерительного прибора. Система амортизации и демпфирования необходима для обеспечения вибростойкости прецизионного вибрационного струнного акселерометра собственной разработки при нештатных режимах полета космического аппарата. Ранее исследовался прибор-прототип с 3-мя степенями свободы, сейчас рассмотрены формулы сложного движения амортизируемой конструкции со значительно большим числом степеней свободы, указан способ решения задачи при помощи пакета Simulink, представлены результаты поиска подходящих параметров системы и произведено их сравнение с результатами, полученными при натурных испытаниях.

Ключевые слова: *бесплатформенная инерциальная навигационная система, ВОГ, вибрационные струнные акселерометры, демпфирование колебаний, амортизация*

В рамках создания высокоточного инерциального измерительного прибора, обладающего повышенной вибростойкостью, в филиале АО «ЦЭНКИ» — «НИИ ПМ имени академика В.И. Кузнецова» разрабатывается система амортизации и демпфирования (САД) для блока вибрационных струнных акселерометров (ВСА). Эти акселерометры являются собственной разработкой предприятия, и для них характерны высокая чувствительность, точность и стабильность показаний [1]. Однако струна является хрупким элементом и может выходить из строя при превышении допустимых воздействий. Наиболее вероятной причиной ее разрушения является удар подвижной части ВСА, в которой происходит вибрация струны, о его корпус.

Ранее проводились математические исследования и натурные испытания прибора, в котором также применялись рассматриваемые ВСА, в ходе которых были определены характеристики САД. Особенностью прибора-прототипа было параллельное расположение акселерометров с осями чувствительности направленными по оси движения объекта, а вместе с этим, и по оси максимальных механических нагрузок. В указанном приборе применялась САД блока чувствительных элементов (БЧЭ), которая позволяла выполнять целевую задачу в условиях штатных внешних механических факторов [2]. Она состояла из платформы, трех пружин и трех виброгасящих демпферов, настроенных на собственную частоту динамической системы, включающей САД БЧЭ и три ВСА [3].

Разрабатываемый сейчас прибор относится к классу бесплатформенных и предназначен для измерения полного вектора кажущегося ускорения и угловой скорости в инерциальном пространстве. Для осуществления измерения вектора ускорения оси чувствительности акселерометров располагаются под 90° друг к другу. Кроме того, в рассматриваемом приборе требуется обеспечение вибростойкости прибора в нештатных уровнях полета по трем ортогональным осям разрабатываемого прибора, в отличие от одной оси прибора-прототипа, что внесло существенные коррективы в работу САД и однозначно ограничило применение существующего в приборе-прототипе конструктивного решения.

С целью создания математической модели движения инерциальных масс внутри прибора была выведена система уравнений движения БЧЭ и ВСА в трехмерном пространстве, с учетом как линейных, так и угловых перемещений [4].

$$
\begin{cases}
M\left(\ddot{\vec{r}} - \vec{g}\right) + \sum_{i=1}^{3}\left(\vec{F}_{\beta i} + \vec{F}_{Ci} + \vec{F}_{ai} + \vec{F}_{di} - \vec{F}_{fi}\right) = \vec{0} \\
J\ddot{\vec{\epsilon}} + \sum_{i=1}^{3}\left(\vec{\Delta r}_{Ci} \times \left(\vec{F}_{\beta i} + \vec{F}_{Ci}\right) + \vec{\Delta r}_{ai} \times \vec{F}_{ai} + \vec{\Delta r}_{di} \times \vec{F}_{di} - \vec{\Delta r}_{fi} \times \vec{F}_{fi}\right) = \vec{0} \\
\left(J + M\vec{\Delta r}_{f1}\right) \cdot \ddot{\vec{\epsilon}} - \vec{\Delta r}_{f1} \times M \cdot \left(\ddot{\vec{r}} - \vec{g}\right) + \\
+ \sum_{i=1}^{3}\left[\begin{array}{c}\left(\vec{\Delta r}_{Ci} - \vec{\Delta r}_{f1}\right) \times \left(\vec{F}_{\beta i} + \vec{F}_{Ci}\right) + \left(\vec{\Delta r}_{ai} - \vec{\Delta r}_{f1}\right) \times \vec{F}_{ai} + \\ + \left(\vec{\Delta r}_{di} - \vec{\Delta r}_{f1}\right) \times \vec{F}_{di} - \left(\vec{\Delta r}_{fi} - \vec{\Delta r}_{f1}\right) \times \vec{F}_{fi}\end{array}\right] = \vec{0} \\
M_d \cdot \left(\ddot{\vec{r}}_{di} - \vec{g}\right) + \beta_d \cdot \left(\dot{\vec{r}}_{di} - \dot{\vec{r}}^{0}{}_{di}\right) + C_d \cdot \left(\vec{r}_{di} - \vec{r}^{0}{}_{di}\right) = \vec{0}; \\
\vec{F}_d = C_d \cdot \left(\vec{r}_{di} - \vec{r}^{0}{}_{di}\right) \\
\vec{F}_d = C_d \cdot \left(\vec{r}_{di} - \vec{r}^{0}{}_{di}\right) \\
M_a\left(\ddot{\vec{r}}_{ai} - H_a \cdot \vec{g}\right) + \beta_a \cdot \left(\dot{\vec{r}}_{ai} - H_a \cdot \dot{\vec{r}}^{0}{}_{ai}\right) + C_a \cdot \left(\vec{r}_{ai} - H_a \cdot \vec{r}^{0}{}_{ai}\right) = \vec{0}; \\
\vec{F}_a = H_a^{-1} \cdot C_a \cdot \left(\vec{r}_{ai} - H_a \cdot \vec{r}^{0}{}_{ai}\right) \\
\vec{F}_\beta = (\beta + \delta\beta) \cdot \left(\dot{\vec{r}}_{\beta i} - \dot{\vec{r}}^{0}{}_{\beta i}\right) \\
\vec{F}_C = C \cdot \left(\vec{r}_{Ci} - \vec{r}^{0}{}_{Ci}\right) \\
\left|\vec{F}_{fi}\right| = min\left(\left|\vec{F}^{lim}{}_{fi}, \vec{F}^{act}{}_{fi}\right|\right)
\end{cases}
$$

Где:

- $M, \beta_i, \Delta\beta_i, C_i$ — масса, собственная вязкость, дополнительно вносимая вязкость, жесткость пружин системы амортизации и демпфирования БЧЭ;
- $\ddot{\vec{r}}$ — трехмерный вектор ускорения в инерциальном пространстве центра масс БЧЭ;
- $\ddot{\vec{r}}_{Xi}, \dot{\vec{r}}_{Xi}, \vec{r}_{Xi}$ — трехмерный вектор ускорения, скорости и перемещения в инерциальном пространстве точки приложения сил в элементе X с номером i;
- $\dot{\vec{r}}^0{}_{Xi}, \vec{r}^0{}_{Xi}$ — трехмерный вектор ускорения, скорости и перемещения в инерциальном пространстве точки приложения сил определенной точки БЧЭ;
- $\vec{g}$— трехмерный вектор ускорения свободного падения;
- $\vec{F}_{Xi}$— трехмерный вектор силы соответствующего элемента X: пружины, вязкого трения, сухого трения, демпфера;
- i, j — порядковые номера элементов от 1 до 3;
- J — матрица моментов инерции БЧЭ;
- $\ddot{\vec{\epsilon}}$— трехмерный вектор углового ускорения БЧЭ;
- $\Delta\vec{r}_{Xi}$ — трехмерный вектор плеча приложения силы в элементе X с номером i относительно центра масс;
- M_Y, β_Y, C_Y — матрицы масс, собственных вязкостей, жесткостей пружин системы амортизации и демпфирования Y устройства: ВСА и демпфера;
- $\vec{F}^{lim}{}_{fi}, \vec{F}^{act}{}_{fi}$ — силы сухого трения: максимальная и фактическая;
- H_a — матрица поворота осей ВСА относительно осей БЧЭ.

Математическая модель, принимает в качестве входных величин базовые параметры системы амортизации и внешнее механическое воздействие в виде случайного процесса. В модель вошло математическое описание пружин как жесткости и вязкого трения, демпферов сухого трения и виброгасящих демпферов в виде дополнительных диссипативных сил. Установив ограничения на допустимые перемещения и варьируя указанные параметры в цикле, можно получить решения, содержащие совокупность параметров, обеспечивающих выполнение заданных требований. Были выделены группы подходящих решений при внешнем механическом воздействии, направленном вдоль трех характерных осей прибора. При жестком закреплении ВСА в приборе в области опасных частот 60–80 Гц на струну передается перегрузка до 600 *G*, при использовании системы амортизации с частотой около 30 Гц эту перегрузку удается снизить до 100 *G*. Разработанная САД не только исключает касания в ВСА, но при этом обеспечивает перемещение подвижной части БЧЭ в пределах 6,5 мм взамен 15 мм в исходной системе амортизации.

Были проведены натурные испытания макета БЧЭ для определения допустимых характеристик имитируемой САД, обеспечивающих отсутствие взаимного касания деталей ВСА. Результаты показали, что требования можно выполнить в достаточно узком диапазоне характеристик системы амортизации. Такой же результат был достигнут и при моделировании. Номинальные значения предложенных характеристик вполне технически реализуемы, значит задача выполнима. Для создания финальной

концепции системы амортизации и демпфирования было рассмотрено влияние несимметричности характеристик линейных элементов на эффективность виброгашения. Оценка влияния несимметричности сил в демпферах сухого трения будет проведена в дальнейших работах. Можно отметить, что уже сейчас достаточно данных для создания концепции САД для высокоточного инерциального измерительного прибора, обладающего повышенной вибростойкостью.

Литература

[1] Наумченко В.П., Тумаев М.Д., Хомяков И.С. Математическое моделирование принципа работы вибрационно-струнного акселерометра с разделенными массами. Гагаринские чтения–2020, Москва, МАИ, 2020, с. 257–259.

[2] Илюшин П.А., Наумченко В.П., Пикунов Д.Г. Анализ качества работы инерциальных приборов при воздействии внешних вибрационных возмущений. Новые материалы и технологии в ракетно-космической, авиационной и других высокотехнологических отраслях промышленности. 17-я молодежная конф.: сб. матер. Звездный городок, 2021, с. 18–25.

[3] Илюшин П.А., Наумченко В.П. Анализ влияния параметров конструкции инерциального прибора на его динамические характеристики при внешнем вибрационном возмущении. XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, т. 3, с. 439–444.

[4] Вульфсон И.И. Краткий курс теории механических колебаний. Библиотека ВНТР. Москва, ВНТР, 2017, 241 с.

УДК 544.723.212

Исследование возможности очистки водных растворов гидразин-гидрата с применением различных сорбентов

Гогуев Николай Сергеевич nikey91@mail.ru

Филиал АО «ЦЭНКИ» — «НПЦ компонентов ракетных топлив»; АО «ГНИИ химии и технологии элементоорганических соединений»

Глушко Алексей Николаевич a.glushko@russian.space

Филиал АО «ЦЭНКИ» — «НПЦ компонентов ракетных топлив»; ИФХЭ им. А.Н. Фрумкина РАН

Гидразин-гидрат применяется в производстве топлив для реактивных двигателей. Гидразин-гидрат в основном получают окислением аммиака в присутствии карбонильных соединений, при этом образуются побочные углерод содержащие примеси. Содержание таких примесей в коммерческом продукте составляет от 500 до 2000 ppm. В данной работе исследована возможность снижения содержания общего органического углерода в гидразин-гидрате с применением различных отечественных сорбентов.

Ключевые слова: *гидразин-гидрат, сорбент, сорбция, общий органический углерод*

Гидразин-гидрат это прозрачная бесцветная жидкость, с сильным аммиачным запахом дымящая на воздухе. Гидразин-гидрат гигроскопичен, на воздухе поглощает углекислоту, с водой и спиртом смешивается в любых соотношениях; в эфире, хлороформе и бензоле не растворяется. Гидразин-гидрат применяется в различных областях промышленности, например, в качестве восстановителя для защиты от коррозии, для извлечения благородных металлов, катализатора полимеризации, применяется и в химических реакциях органического синтеза для агрохимикатов, фармацевтических препаратов, пенообразователей для производства пластмасс, взрывчатых веществ, и красителей. При концентрировании гидразин-гидрата получают безводный гидразин — монотопливо для реактивных двигателей. Гидразин-гидрат относительно экологически чистый, поскольку быстро разлагается кислородом воздуха, относится к 1-му классу опасности, предельно допустимая концентрация в воздухе рабочей зоны – 0,1 мг/м^3 [1–3].

Гидразин-гидрат в основном получают окислением аммиака в присутствии карбонильных соединений с помощью ряда различных процессов. Эти процессы различаются природой окислителя и природой используемых карбонильных соединений. При этом, в результате этих процессов образуются побочные углерод содержащие продукты. Основными примесями в гидразин-гидрате являются органические, в том числе гетероциклические соединения, однако их трудно идентифицировать и удалить [4].

Содержание органических примесей в гидразин-гидрате, обычно характеризуется величиной TOC (total organic carbon) и для коммерческого продукта значение составляет от 500 до 2000 ppm. Примеси TOC в гидразине могут оказывать серьезное влияние на энергетические и физико-химические характеристики ракетного топлива при его длительном хранении, а также на конструкцию и характеристики ракетных установок, для которых он применяется [5].

Для удаления примесей из гидразин-гидрата обычно применяется дистилляция, жидкостная экстракция, адсорбция и т. д. Дистилляция считается одним из самых эф-

фективных методов, однако летучесть различных примесей по отношению к гидразину варьируется от малолетучих до высоколетучих и есть некоторые примеси, относительная летучесть которых очень близка к гидразину, и эти примеси могут быть удалены только при сверхточной перегонке в ущерб экономии. Эти примеси трудно удалить до низкого уровня с помощью обычных процедур дистилляции. Однако, предложен способ очистки гидразин-гидрата с применением дистилляции в две стадии. Первая — перегонка водного раствора в присутствии хлоридов, сульфатов, фосфатов или карбонатов металлов групп IA и IIA периодической таблицы Менделеева, аммония или гидразиния для отгонки воды и органических углеродных компонентов и отделения получаемого концентрата. Вторая стадия — это перегонка полученного концентрата для извлечения очищенного водного раствора гидразин-гидрата. В результате вышеуказанных процедур содержание TOC снижается до 100 ppm [6]. Так же был предложен способ дистилляции гидразин-гидрата при пониженном давлении и прогонке паров дистиллята через неподвижный слой адсорбента, состоящего из полимерных смол на основе стирола/дивинилбензола. Указанный способ позволил снизить содержание TOC до 150 ppm [7].

В какой-то степени эффективен метод жидкостной экстракции. Однако некоторые примеси имеют слишком низкие коэффициенты распределения, чтобы их можно было извлечь в достаточной степени. Поэтому самая низкая концентрация TOC, которая может быть достигнута с помощью этого метода, составляет от 300 до 600 ppm.

Кроме указанных выше могут применяться различные синтетические сорбенты. В 1984 году в США был описан способ удаления углерод содержащих примесей с использованием стирол-дивинилбензольного сополимера с удельной поверхностью 750 $м^2/г$ и объемом пор 51 %. Данный метод позволяет снизить содержание TOC в гидразин-гидрате произведенном по различным технологиям до 150...350 ppm [4].

Среди вышеперечисленных методов наиболее дешевым, простым и при этом эффективным является метод с применением различных сорбентов. В данной работе были исследованы адсорбционные способности удаления углерод содержащих примесей гидразин-гидрата среди наиболее распространенных на отечественном рынке сорбентов, таких как: различные марки и фракции силикагелей, цеолитов, активных углей.

Для анализа количества углеродсодержащих примесей в образцах гидразин-гидрата использовали весы электронные лабораторные GR-200, микрошприцы, анализатор общего, неорганического и органического углерода (TOC) «ТОПАЗ С» и газовый хроматограф с масс-спектрометром Varian 4000 MS.

Для анализа сорбционной способности применяли динамический (метод 1) и статический (метод 2) методы.

Метод 1. В стеклянную сорбционную колонку диаметром 2 см и высотой 30 см с краном для контроля скорости истечения помещали 16...22 $см^3$ исследуемого адсорбента в виде водной суспензии. Через верхнюю часть колонны вводили 100%-ный раствор гидразин-гидрата с известным содержанием углерода. Первые 15 мл гидразин-гидрата отбрасывали. Контролировали скорость истечения. Далее, для каждых 10 мл фракций гидразин-гидрата, прошедших через сорбент с колонки, измеряли содержание TOC.

Метод 2. В виалу приливали 7 мл охлажденного гидразин-гидрата, добавляли 1 г сорбента и закрывали крышкой с септой и выдерживали при –14 °C. Контролировали изменение концентрации углерод содержащих примесей не реже 1 раза в сутки.

Силикагели, цеолиты, активные угли показали различную сорбционную способность по отношению к TOC в гидразин-гидрате. Выявлено, что силикагель и цеолиты не обладают сорбционной активностью к TOC. Одновременно активные угли позво-

ляют снизить концентрацию ТОС в гидразин-гидрате до 5 ppm при динамическом испытании и до 37 ppm при статическом испытании. Результаты статического испытания показали возможность удаления до 89 % органических примесей. Одновременно стоит отметить, что ряд сорбентов вызывает разложение гидразин-гидрата, которое можно определить визуально, по газовыделению.

Проведенные испытания позволили выявить сорбционную способность активных углей, позволяющую существенно снизить концентрацию примесей ТОС в гидразин-гидрате.

Применение активных углей в технологии очистки гидразин-гидрата можно считать эффективным и целесообразным при условии подбора режимов сорбции, обеспечивающих снижения скорости разложения гидразин-гидрата.

В дальнейших работах планируется провести углубленное исследование влияния активных углей и других сорбентов на качество гидразин-гидрата.

Литература

[1] Коровин Н.В. Гидразин. Москва, Химия, 1980, 272 с.

[2] ГОСТ 19503–88. Гидразин-гидрат технический. Технические условия. Москва, Изд-во стандартов, 1988, 15 с.

[3] Hydrazine and Its Derivatives Kirk-Othmer Encyclopedia of Chemical Technology. 5th Ed., Wiley, 2004, vol. 13, 562 p.

[4] Parker D. Assessment of ketazine derived high purity hydrazine for spacecraft propellant systems. NASA Engineering and Safety Center Technical Bulletin, 2020, no. 20–08, 1 p.

[5] Kuriyama Ya., Sakaguchi Sh., Kohzaki T., Nito S. Process for producing a purified hydrazine hydrate. Pat. US4963232A, 1990, 10 p.

[6] Ohlendorf W., Batz M., Moretto H.-H., Schmidt P., Jonas G. Process for the removal of impurities from hydrazine hydrate. Pat. US5484511A, 1996, 3 p.

[7] Alicot M., Pierre J. Process for purifying aqueous hydrazine hydrate solutions. Pat. US4657751A, 1984, 4 p.

УДК 678.5.046

Оптимизация свойств связующих авиационного назначения на основе эпоксидной смолы ЭД-20

Костромина Наталья Васильевна kostroma2008loko@rambler.ru
Российский химико-технологический университет имени Д.И. Менделеева

Малаховский Семён Сергеевич malakhovskii.ss@mail.ru
Российский химико-технологический университет имени Д.И. Менделеева

Сария Динара Олеговна sariyadinara2@mail.ru
Российский химико-технологический университет имени Д.И. Менделеева

Олихова Юлия Викторовна olikhova.i.v@muctr.ru
Российский химико-технологический университет имени Д.И. Менделеева

Горбунова Ирина Юрьевна kostromina.n.v@muctr.ru
Российский химико-технологический университет имени Д.И. Менделеева

Исследованы свойства модифицированного эпоксифосфазеном связующего на основе смолы ЭД-20 и отвердителя диаминодифенилметана. Показано, что введение эпоксифосфазена в эпоксидное связующее приводит к повышению ударной вязкости и температуры стеклования. Полученные связующие характеризуются пониженной горючестью и повышенной термостойкостью и могут найти применение для создания материалов в авиакосмической технике.

Ключевые слова: *эпоксидная смола, эпоксифосфазены, модификация, температура стеклования, ударная вязкость*

Для регулирования свойств и кинетики отверждения эпоксидных олигомеров широко применяют структурное модифицирование путем добавления совместимых олигомеров с более высокой функциональностью [1, 2]. К таким модификаторам относятся перспективные представители полифункциональных эпоксидов — фосфазены с эпоксидными группами в органическом радикале, способными взаимодействовать с реакционноспособными группами компонентов эпоксидной композиции. В качестве основного компонента связующего была выбрана эпоксидиановая смола марки ЭД-20 (ГОСТ 10587–84), в качестве модификатора — эпоксифосфазены, синтезируемые в РХТУ им. Д.И. Менделеева [3–5]. Эпоксифосфазены представляют собой равновесную смесь диглицидилового эфира дифенилолпропана и эпоксифосфозенового дианового эпоксидного олигомера. В качестве отвердителя был использован ароматический диамин 4,4’-диаминодифенилметан (ДДМ) производства АО «ХИМЭКС Лимитед». Выбор данного отвердителя обусловлен более высокими прочностными свойствами отвержденных эпоксиаминных связующих.

Низкая вязкость полученной композиции обеспечивала текучесть системы при нормальных условиях. Благодаря низкой вязкости системы отверждающий агент вводили при пониженной температуре, избегая при этом нежелательных структурных превращений. Компоненты связующего растворяли при температуре 70 °С при постоянном перемешивании. Отвердитель предварительно измельчали, вводили в систему постепенно при температуре до 70–75 °С. Образцы получали посредством литья во фторопластовую форму, которую предварительно нагревали до 70 °С в термошкафу. Режим отверждения ступенчатый с конечной температурой отверждения 180 °С.

Фосфазены с эпоксидными группами содержит в молекулах 4–5 эпоксидных групп, около 5 % фосфора и не более 2 % хлора. Поэтому в отличие от многих существующих негорючих материалов, связующее с данным модификатором содержит минимальное количество хлора. Включение в состав формирующейся при отверждении термореактивной эпоксидной матрицы трехмерной сетки фосфазеновых циклов существенно изменяет физико-механические характеристики отвержденной системы, а наличие в составе сетки химических связей термически устойчивых фосфазеновых циклов влияет на температуру стеклования связующих. Установлено, что модификация эпоксидной смолы ЭД-20 эпоксифосфазеновыми олигомерами приводит к увеличению температуры стеклования — главным образом, из-за дополнительных ароматических колец в структуре эпоксифосфазеновой смолы, а также из-за наличия азота и фосфора в основном цикле. Температуру стеклования отвержденных систем исследовали методом ДМА на приборе DMA Gabo Eplexor. Для немодифицированного связующего на основе ЭД-20 температура стеклования составила 160 °С, для модифицированной эпоксифосфазеном системы — 171 °С, отвержденный фосфазен с эпоксидными группами имел температуру стеклования 200 °С. Ударная вязкость модифицированной эпоксидной смолы ЭД-20 проходит через максимум с увеличением содержания эпоксифосфазенового модификатора и составляет 3,9 кДж/м^2 для немодифицированного связующего на основе ЭД-20, при введении в связующее 20 масс. ч. эпоксифосфазенового модификатора ударная вязкость повышается до 10,2 кДж/м^2. Установлено, что формирование плотной трехмерной сетки в полученных модифицированных связующих не приводит к увеличению их хрупкости, вероятно, области сетки химической связи, образованные фосфазеновыми компонентами, могут являться диссипаторами энергии ударного воздействия, что и приводит к повышению устойчивости композиций к ударным нагрузкам. Установлено, что эпоксидная смола ЭД-20, модифицированная эпоксифосфазеном, характеризуются пониженной горючестью и повышенной термостойкостью. Полученные связующие могут найти применение для создания материалов с пониженной горючестью и низкой токсичностью продуктов горения в авиакосмической технике. Используемые модификаторы являются эффективными антипиренами, которые не только не снижают механические свойства и термостойкость эпоксидных связующих, но и улучшают их за счет образования трехмерной полимерной сетки, в узлах которой располагаются фосфазеновые циклы.

Литература

[1] Онучин Д.В., Малаховский С.С., Костромина Н.В., Олихова Ю.В., Горбунова И.Ю. Совершенствование технологии получения и оптимизация свойств углепластиков. XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, т. 2, с. 406–408.

[2] Сиротин И.С., Петракова В.В., Киреев В.В. Полибензоксазиновые связующие для полимерных композиционных материалов. Пластические массы, 2022, № 5–6, с. 4–12. DOI: https://doi.org/10.35164/0554-2901-2022-5-6-4-12

[3] Киреев В.В., Биличенко Ю.В., Сиротин И.С., Филатов С.Н. Успехи в области синтеза олигомерных эпоксифосфазенов пониженной горючести. Высокомолекулярные соединения. Серия Б, 2022, т. 64, № 2, с. 85–106. DOI: https://doi.org/10.31857/S230811392202005X

[4] Биличенко Ю.В., Зыонг Т.Н., Лось Н.С., Сиротин И.С., Киреев В.В., Филатов С.Н. Фосфазенсодержащие эпоксидиановые олигомеры. Химическая промышленность сегодня, 2020, № 1, с. 42–47.

УДК 665.939.57

Электропроводящие эпоксидные клеи, наполненные углеродными наполнителями

Олихова Юлия Викторовна olikhova.i.v@muctr.ru
Российский химико-технологический университет имени Д.И. Менделеева

Лобан Олег Иванович loi990@mail.ru
Российский химико-технологический университет имени Д.И. Менделеева

Ковалев Михаил Васильевич michaelkovalev1805@gmail.com
Российский химико-технологический университет имени Д.И. Менделеева

Фролова Марина Андреевна m.a.f.2001@yandex.ru
Российский химико-технологический университет имени Д.И. Менделеева

Рассмотрены вопросы, связанные с получением электропроводящих клеев на основе эпоксидных смол. Проведены реокинетические исследования эпоксисодержащей основы клея (эпоксидной смолы, модифицированной олигоэфиром с концевыми эпоксидными группами), наполненной углеродными наполнителями различного строения, с различной удельной поверхностью. Оптимизировано соотношение наполнителей в составе смеси, позволяющее получать электропроводящие эпоксидные клеи с приемлемым уровнем адгезионных и электрических свойств.

Ключевые слова: *электропроводящие клеи, эпоксидная смола, аминный отвердитель, технический углерод, графит, вязкость, удельное объемное электрическое сопротивление*

Большинство олигомеров и полимеров, которые используются в качестве основы клеев, в том числе электропроводящих, являются в отвержденном состоянии диэлектриками. Эпоксидные смолы, широко применяемые в качестве клеев при склеивании различных материалов за счет высокой адгезионной и механической прочности, низкой усадки, отсутствия летучих продуктов при отверждении при невысокой стоимости, не составляют исключение [1]. Повышение их электропроводности достигается за счет введения электропроводящих наполнителей.

Перспективным способом создания эпоксидных клеев с высокой электропроводностью является их наполнение дисперсными или волокнистыми углеродными наполнителями: техническим углеродом, графитом, углеродными волокнами, а также наноразмерными частицами — графеном, углеродными нанотрубками и нановолокнами [2, 3].

Для склеивания крупногабаритных деталей и конструкций необходимы электропроводящие эпоксидные клеи, способные отверждаться при комнатной или умеренных температурах, ассортимент которых, однако недостаточен. В связи с этим целью данной работы являлось получение электропроводящих клеевых композиций низкотемпературного отверждения, наполненных углеродными наполнителями различного строения и отличающимися удельной поверхностью.

Реологические исследования проводили на реометре модели Discovery HR-1 в сдвиговом и осцилляционном режимах. Адгезионную прочность определяли по ГОСТ 14759–69, удельное объемное электрическое сопротивление – по ГОСТ 20214–74.

В качестве объектов исследования использовали эпоксидную смолу ЭД-20, отверждаемую смесевым аминным отвердителем при нормальных условиях. Было установлено, что данная композиция имеет высокую начальную вязкость и малое время жизнеспособности при комнатной температуре, т. е. является нетехнологичной, в особенности для получения высоконаполненных клеев [4]. Требуемая степень наполнения зависит от состава эпоксидного связующего, вида применяемых наполнителей и определяется по достижению отвержденной композицией порога перколяции, такого содержания электропроводящего наполнителя, при котором резко снижается удельное объемное сопротивление связующего — диэлектрика и достигается требуемый уровень электрической проводимости композита.

Для снижения вязкости и повышения жизнеспособности в композицию вводили полифункциональные олигоэфиры с концевыми эпоксидными группами, способные формировать совместные пространственно-сшитые структуры при отверждении модифицированной эпоксидной композиции.

В качестве наполнителей применяли опытные образцы технического углерода (Омск Карбон Групп), графита (ЗАО ГрафитСервис). Трудности при введении данных наполнителей состоят в том, что технический углерод, обладающий высокой удельной поверхностью (550 $м^2/г$), склонен к агломерации; при введении графита (удельная поверхность — 1 $м^2/г$) наблюдается седиментация частиц. Показано, что совместное введение технического углерода и графита в определенных соотношениях в основу (эпоксисодержащие компоненты без отвердителя) снижает влияние этих негативных факторов.

Были проведены реокинетические исследования и получены зависимости свойств эпоксиаминной композиции при различном содержании наполнителей. Установлены соотношения наполнителей в смеси, позволяющие получать тиксотропные основы и наполненные клеевые композиции с прочностью при сдвиге — 6–14 МПа и удельным объемным электрическим сопротивлением — 10^{-1}–10^{-2} Ом·м.

Таким образом, с применением смесей углеродных наполнителей с различной удельной поверхностью и морфологией получены электропроводящие эпоксидные клеи с приемлемым уровнем адгезионных и электрических свойств.

Литература

[1] Чурсова Л.В., Панина Н.Н., Гребенева Т.А., Кутергина И.Ю. Эпоксидные смолы, отвердители, модификаторы и связующие на их основе. Санкт-Петербург, Профессия, 2020, 576 с.

[2] Aradhana R., Mohanty S., Nayak S.K. A review on epoxy-based electrically conductive adhesives. International Journal of Adhesion and Adhesives, 2020, 102596. DOI: https://doi.org/10.1016/j.ijadhadh.2020.102596

[3] Lopes P.E., Moura D., Freitas D., et al. Advanced electrically conductive adhesives for high complexity PCB assembly. AIP Conference Proceedings, 2019, 2055, 090009, https://doi.org/10.1063/1.5084887

[4] Лобан О.И., Олихова Ю.В. Особенности реологического поведения Лапроксидов и их смесей с ЭД-20. Олигомеры-2022. XIX Междунар. конф. по химии и физикохимии олигомеров: сб. тез. в 2 т. Москва-Суздаль-Черноголовка, 2022, т. 2, 40 с.

УДК 005

Применение многомерного анализа данных при оценке качества горюче-смазочных материалов

Журавлева Елена Витальевна petruhno85@mail.ru
ВУНЦ ВВС «ВВА»

Бондаренко Даниил Дмитриевич g.petruhno@yandex.ru
ВУНЦ ВВС «ВВА»

Рассмотрен вопрос о применении многомерного анализа данных к оценке качества моторных масел. Как один из методов обработки большого массива данных рассмотрен метод проекции на латентные структуры. Данный метод позволяет выявить скрытые взаимосвязи между различными параметрами горюче-смазочных материалов, а также определить их влияние на качество эксплуатации двигателей. Именно правильный анализ данных позволяет оценить реальное состояние проблемы.

Ключевые слова: *анализ многомерных данных, метод главных компонент, авиационная техника, моторное масло*

Современная тенденция эксплуатации авиационной техники заключается в увеличении ее технического ресурса, который существенным образом зависит от качества применяемых горюче-смазочных материалов, поэтому решение вопросов, связанных с созданием систем оперативного контроля, основанные на математическом описании процессов оценки их качества, является весьма актуальной задачей.

Создание диагностических систем требует разработку математических моделей, описывающих точно и адекватно проблемные ситуации для анализа и выработки меха-низма управления. Задача характеризуется большим числом влияющих факторов, не-определенностью и нечеткостью данных, именно поэтому построение модели, ее ана-лиз, интерпретация результатов и принятие решений, как правило, сопряжены с опреде-ленными трудностями, носящими как объективный, так и субъективный характер.

Для оценки качества горюче-смазочных материалов требуется изучать все параметры, изменяющиеся в процессе эксплуатации. Например, общее количество требований, предъявляемых к моторным маслам, достаточно велико [1], причем нормируются более сорока параметров, при этом ограничения по продолжительности анализа и необходимость простоты приборного контроля масел требуют минимизации числа контролируемых параметров, при сохранении адекватности получаемой оценки.

Зачастую применение классических способов обработки большого массива данных приводит к тому, что не все параметры учитываются или анализ полученных данных не может спрогнозировать поведение системы.

Анализ многомерных данных — это современный подход к моделированию многомерных (многофакторных) процессов и явлений, основанный на применении проекционных математических методов, позволяющих выделять в больших массивах данных скрытые (латентные) переменные и анализировать связи, существующие в изучаемой системе [2].

Для определения необходимой информации при анализе многомерных данных применяют методы сжатия. Идея этих методов заключается в том, чтобы представить исходные данные, используя новые скрытые переменные. Сжатие данных позволяет

выделить полезную информацию и представить ее в достаточно удобном виде для интерпретации и визуализации. При применении этих методов исходные данные делятся на шумовые и структурные.

Наиболее популярным способом сжатия данных является *метод главных компонент* (PCA). Этот метод является одним из самых универсальных для решения задач разделения. Его можно трактовать как проецирование данных на подпространство меньшей размерности. Возникающие при этом остатки рассматриваются как шум, не содержащий значимой химической информации.

Наиболее информативными параметрами являются электрофизические и оптические свойства смазочных материалов [3]. И здесь можно выявить наиболее те параметры, которые будут оказывать не менее значимое влияние на результаты анализа, чем явные, такие как показатель динамической вязкости, условия эксплуатации двигателя, оптическая плотность.

Например, при определении оптической плотности могут возникать различные отклонения от реальной картины. Это происходит за счет неавтоматизированности экспериментов. Именно поэтому точность измерений довольно низкая. Классический способ не отражает различий в форме и составе загрязнений [4]. Но если учесть большое количество параметров, внести их и определить влияние, то можно будет по нескольким явно значимым характеристикам, из предложенных, определять поведение системы.

Использование методов многомерного анализа данных позволяет точно определить взаимосвязи между неявными зависимостями или разделить данные, независимо от количества исходных параметров, а также облегчить дальнейший анализ и прогнозиро-вание поведения системы в зависимости от факторов, влияющих на оценку качества горюче-смазочных материалов, а также на длительность эксплуатации двигателей.

Литература

[1] ГОСТ 17479.1–85. Масла моторные. Классификация и обозначение. Москва, Изд-во стандартов, 1985, 8 с.

[2] Эсбенсен К. Анализ многомерных данных, Самара, Изд-во СамГТУ, 2006, 159 с.

[3] Марукович Е.И. (ред.). Оптико-волоконная мутнометрия технических сред и масел. Минск, Беларус. навука, 2011, 287 с.

[4] Варехов А.Г. Фотометрическое определение загрязненности моторных масел. Технико-технологические проблемы сервиса, 2013, № 2 (24), с. 19–22.

УДК 621.7.08

Актуальность оценки качества композиционных материалов, полученных аддитивными технологиями

Кудрявцев Владимир Владимирович vladim77@yandex.ru
Пермский национальный исследовательский политехнический университет

Бочкарев Сергей Васильевич bochkarev@msa.pstu.ru
Пермский национальный исследовательский политехнический университет

Показано, что аддитивное производство композитов из непрерывных волокон посредством точного размещения волокон в автоматизированном процессе послойной сборки устраняет проблемы, связанные с традиционными процессами, такие как большой объем ручного труда и потенциальный риск неправильной укладки слоев и выравнивания из-за человеческой ошибки. Сделаны выводы, что при использовании аддитивной технологии возникает вопрос оценки качества изделий и выбора соответствующего метода контроля, диагностики и испытаний.

Ключевые слова: *композитный материал, неразрушающий контроль, аддитивные технологии, ультраструйная диагностика*

Используя физическую модель изделия можно повысить эффективность разработки технологии, создавая прототип будущего изделия в качестве концептуальной модели для визуализации и анализа принятых конструктивных решений, тем самым сокращая время отладки технологии и запуска деталей в производство. Для этих целей идеально подходят аддитивные технологии.

Используя технологию селективного лазерного спекания (СЛС) можно добиться оптимизации конструкций и построения более их эффективных форм, что позволит решить задачу снижения массы изделий. Это крайне важно для аэрокосмической отрасли, в том числе, с экономической точки зрения, поскольку позволит уменьшить количество потребляемого топлива, повысить массу выводимой полезной нагрузки [1].

Композиты из непрерывных волокон могут быть аддитивно изготовлены с использованием технологии FusedDepositionModelling (FDM), о чем свидетельствуют работы [2, 3]. Аддитивное производство композитов из непрерывных волокон посредством точного размещения волокон в автоматизированном процессе послойной сборки устраняет некоторые проблемы, связанные с традиционными процессами, такие как большой объем ручного труда и потенциальный риск неправильной укладки слоев и выравнивания из-за человеческой ошибки.

Процесс FDM композитов включает в себя послойное осаждение на непрерывные волокна матрицы с использованием процесса горячей экструзии для наращивания ламинатного материала. Процесс FDM включает соэкструзию нити и полимерной матрицы, подающиеся через два сопла внутри нагретого печатающего устройства.

Процесс FDM использовался для 3D-печати ламинатов, армированных непрерывными углеродными волокнами, стекловолокном и арамидными [4–8]

Основным ограничением использования процесса FDM является относительно низкие механические свойства композитов, напечатанных на 3D-принтере, по сравнению с материалами, изготовленными с использованием традиционных процессов,

таких как, например, автоклавное отверждение ламинатов на основе препрега. Об этом свидетельствуют данные по прочности на растяжение [5, 7, 9], на сжатие [6, 7], на изгиб [6, 9].

В результате изготовления деталей с помощью аддитивных технологий возникает очевидный вопрос оценки ее качества и выбора соответствующего метода контроля, диагностики и испытаний. Традиционно контроль сводится к оценке качества поверхностного слоя деталей, выявления внутренних дефектов (пустот, рыхлот, трещин и т. п.), а также соответствии геометрии полученной деталей требованиям чертежа.

В последнее время для диагностики предлагается выделить метод ультраструйной диагностики (УСД) [10–13]. Применение ультраструйной диагностики материалов предлагается использовать для экспресс-диагностирования материалов [14], для выбора информативных признаков для решения конкретных задач диагностики и технологических режимов ультраструйного воздействия при решении задач технологической подготовки производства изделий ракетно-космической техники [15].

Таким образом, технология УСД, используемая при изучении проблем качества аддитивных материалов, дополняет известные методы неразрушающего контроля, диагностики и испытаний изделий.

Литература

[1] Brenken B., Barocio E., Favaloro A., Kunc V., Pipes R.B. Fused filament fabrication of fiber-reinforced polymers: a review. Addit. Manuf., 2018, vol. 21, pp. 1–16. DOI: https://doi.org/10.1016/j.addma.2018.01.002

[2] Parandoush P., Lin D. A review on additive manufacturing of polymer-fiber composites. Compos. Struct., 2017, vol. 182, pp. 36–53. DOI: https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2017.08.088

[3] Kabir S.M.F., Mathur K., Seyam A.F.M. A critical review on 3D printed continuous fiber-reinforced composites: history, mechanism, materials and properties. Compos. Struct., 2020, vol. 232, pp. 111476. DOI: https://doi.org/10.1016/j.compstruct.2019.111476

[4] Chabaud G.,Castro M., Denoual C., Duigou A. Le Hygromechanical properties of 3D printed continuous carbon and glass fibre reinforced polyamide composite for outdoor structural applications. Addit. Manuf., 2019, vol. 26, pp. 94–105. DOI: https://doi.org/ 10.1016/ j.addma.2019.01.005

[5] Dickson A.N., Barry J.N., Mc Donnell K.A., Dowling D.P. Fabrication of continuous carbon, glass and Kevlar fibre reinforced polymer composites using additive manufacturing. Addit. Manuf., 2017, vol. 16, pp. 146–152. DOI: https://doi.org/10.1016/j.addma.2017.06.004

[6] Goh G.D., Dikshit V., Nagalingam A.P., GohG.L., Agarwala S., Sing S.L., et al. Characterization of mechanical properties and fracture mode of additively manufactured carbon fiber and glass fiber reinforced thermoplastics. Mater. Des., 2018, vol. 137, pp. 79–89. DOI: https:// doi.org/ 10.1016/j.matdes.2017.10.021

[7] Araya-Calvo M., López-Gómez I., Chamberlain-Simon N., León-Salazar J.L., Guillén-Girón T., Corrales-Cordero J.S., et al. Evaluation of compressive and flexural properties of continuous fiber fabrication additive manufacturing technology. Addit. Manuf., 2018, vol. 22, pp. 157–164. DOI: https://doi.org/10.1016/J.ADDMA.2018.05.007

[8] Oztan C., Karkkainen R., Fittipaldi M., Nygren G., Roberson L., Lane M., et al. Microstructure and mechanical properties of three dimensional-printed continuous fiber composites. J. Compos. Mater., 2019, vol. 53, pp. 271–280. DOI: https://doi.org/10.1177/0021998318781938

[9] Blok L.G., Longana M.L., Yu H., Woods B.K.S. An investigation into 3D printing of fibre reinforced thermoplastic composites. Addit. Manuf., 2018, vol. 22, pp. 176–186. DOI: https://doi.org/10.1016/j.addma.2018.04.039

[10] Троицкий В.А., Карманов М.Н., Троицкая Н.В. Неразрушающий контроль качества композиционных материалов. Техническая диагностика и неразрушающий контроль, 2014, № 3, с. 29–33.

[11] Галиновский А.Л., Сальников С.К., Сайфутдинов Р.Р., Чорный И.Н., Новожилов С.А., Медведева А.К., ред. Ультраструйная технология обработки и диагностики керамических и композиционных материалов. Актуальные проблемы развития отечественной космонавтики. XXXIV академические чтения по космонавтике: тр. конф. Москва, Комиссия РАН, 2010, с. 558–559.

[12] Барзов А.А., Галиновский А.Л., Голубев Е.С., Сысоев Н.Н., Федянин А.А., Филимонов А.С. Ультраструйная экспресс-диагностика анизотропии поверхностного слоя материалов и изделий ракетно-космической техники. Актуальные проблемы развития ракетно-космической техники и систем вооружения, посвящ. 80-летию фак. Специальное машиностроение МГТУ им. Н.Э. Баумана: сб. науч. ст. Москва, МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2018, № 617, с. 297–308.

[13] Барзов А.А., Галиновский А.Л., Голубев Е.С., Сысоев Н.Н., Федянин А.А., Филимонов А.С. Ультраструйная экспресс-диагностика анизотропии поверхностного слоя материалов и изделий ракетно-космической техники. Инженерный журнал: наука и инновации, 2018, № 6 (78). DOI: https://doi.org/10.18698/2308-6033-2018-6-1773

[14] Ковалев А.А., Тищенко Л.А., Савенков Ф.А. К вопросу о разработке модели ультраструйной экспресс-диагностики материалов. Наука и образование: научное издание МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2013, № 10, с. 23–34. DOI: https://doi.org/10.7463/1013.0604128

[15] Абашин М.И., Галиновский А.Л., Сгибнев А.В. Технологическое обеспечение процедуры ускоренного определения параметров качества поверхностного слоя материала изделий ракетно-космической техники. Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2013, № 3, с. 73–79.

УДК 621.398

Инновационные технологии передачи и сбора измерительной информации в автоматизированных системах мониторинга технического состояния технологического оборудования перспективных космических ракетных комплексов

Кукушкин Сергей Сергеевич kukushki-n@yandex.ru
АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Денискин Денис Геннадьевич deniskin_denis@bk.ru
АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Макаров Михаил Иванович makarov.mi@khrunichev.ru
АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Основу реализации требований, которые предъявляются к совершенствованию существующих и разработке новых автоматизированных систем мониторинга технического состояния технологического оборудования перспективных космических ракетных комплексов, составляет разработка и внедрение инновационных информационных технологий. Одно из них заключается в том, чтобы разработанные предложения и технологии можно было бы реализовать программными методами. В статье показано, что улучшение прежних и появление новых характеристик и показателей у существующих и ТКС должно обеспечиваться, прежде всего, за счет перехода от прежнего, экстенсивного пути развития, к новому интенсивному направлению их совершенствования. Такую возможность предоставляет свершившаяся революция в области вычислительной техники и информатики, ориентированная, в том числе, и на использование новых резервов, обеспечивающих реализацию научно-методического, технологического и технического прорывов, относящихся к области передачи и обмена информацией.

Ключевые слова: *передача информации в условиях помех, дополнительное кодирование замещающим троичным кодом, ограничения и возможности существующих информационных технологий, информационная безопасность телекоммуникационных систем*

Введение

Борьба с помехами составляет основу теории измерений, передачи, сбора и обработки получаемой измерительной информации (ИИ). Эта задача была и остается основой развития прикладного математического обеспечения адаптивных автоматизированных систем (АСМ) технического состояния (ТС) технологического оборудования (ТО) перспективных космических ракетных комплексов (КРК). Быстрый рост числа противоречий, сопутствующих процессам получения измерений, сбора и обработки ИИ, сопровождается необходимостью совершенствования используемого математического аппарата. Тех возможностей, которые предоставляют существующие технологии обработки информации, недостаточно. Нужны прикладные математические методы более высокого уровня по сравнению с тем, что используются в настоящее время. Показано, как эту проблемную задачу можно решить с достижением комплексного положительного технического эффекта при предлагаемом нетрадиционном представлении данных измерений и передаваемых сообщений образами-остатками.

Современный этап разработки перспективных космических ракетных комплексов (КРК) характеризуется множественными противоречиями. Возможности преодоления создаваемых ими препятствий при использовании существующего экстенсивного подхода к их совершенствованию становятся все более ограниченными. Необходим переход к интенсивному направлению его развития, основу которого составляет разработка и внедрение в существующую практику новых информационных технологий. При этом особую актуальность, научную и практическую значимость приобретает возможность их использования в разрабатываемых автоматизированных системах мониторинга (АСМ) технического состояния (ТС) технологического оборудования (ТО) перспективных космических ракетных комплексов (КРК). Этому перспективному направлению исследований и посвящен данный доклад. Инновационное развитие отечественной экономики и такой важной ее части, как освоение Космоса, предполагает создание таких высокотехнологичных объектов производств и технологического оборудования космодромов России. Одно из основных требований, которое должно составить перспективу их совершенствования заключается в разработке таких математических методов, которые могли быть реализованы, в том числе и в существующей аппаратуре путем дополнительного программирования ПЛИС, микроконтроллеров и микропроцессоров, входящих в состав ее элементной базы. Они должны быть «щадящими» (не требующими замены) по отношению к тем технологиям, которые стали массовыми, но теряют в сложившихся условиях роста помех, ухудшающейся электромагнитной обстановки и использования средств радиоподавления (РЭП) свою эффективность и прежнюю привлекательность. Необходим прорыв этого круга ожесточающихся противоречий с ориентацией на их разрешение с использованием нетрадиционных (оригинальных) программно-математических методов. Но для этого нужны прикладные математические теории более высокого абстрактного уровня по сравнению с существующими аналогами. Это направление составляет основу разработки конструктивной теории измерений, передачи информации и ее обработки. В докладе представлены основные ее положения, а также примеры прикладного использования для совершенствования существующих и создаваемых АСМ ТС ТО перспективных КРК. Показано, что при этом может быть повышен не только уровень безопасности подготовки к запуску и проведения летных испытаний (ЛИ) перспективных КРК, но одновременно будут решены другие проблемы, включающие в себя и переход на использование отечественной элементной базы.

Актуальность

Инновационное развитие отечественной экономики, которому посвящены такие руководящие документы, как «Стратегия развития информационного общества в Российской Федерации на 2017–2030 годы»: указ Президента РФ от 9 мая 2017 г. № 203 и Программа «Цифровая экономика Российской Федерации»: Распоряжение Правительства РФ от 28.07.2017 № 1632-Р, предполагает объединение усилий РАН, институтов, вузов и научных сообществ на разрешение следующих основных проблем, представленных под рубриками: «Беспроводная связь», «Большие данные», «Сенсорика и робототехника», «Квантовая коммуникация» и «Квантовые компьютеры». В подавляющей своей части проблемы, требующие скорейшего разрешения относятся к телекоммуникационным технологиям.

Современные телекоммуникационные технологии базируются на совокупности научных и технологических достижениях во многих областях знаний. При этом основу достигнутого прогресса составляют изобретения и различные экспериментальные исследования. Теория Максвелла оставалась бы малопонятной абстракцией, если бы

не нашла подтверждения опытами Герца. Кодовое разделение каналов передачи информации и широкополосная связь с использованием шумоподобных сигналов не вышли бы из стен лабораторий и сложнейших систем военного назначения, если бы не появились в массовом производстве дешевые процессоры цифровой обработки данных [1, 2]. Но в настоящее время революция в области системотехники шагнула так далеко, что появился острый дефицит в прикладных методах и математических изысканиях, которые необходимо реализовать для разрешения существующего множества противоречий в области передачи информации [3].

Особенность организации широкополосной связи заключается в том, что вместо информационных импульсов, соответствующих символам «1» и «0» исходного двоичного кода, в соответствующие им временные интервалы передачи подставляют, например, псевдослучайные последовательности (ПСП) [4–6]. При приеме корреляционная обработка или согласованная фильтрации таких ПСП, которые в современной теории связи называют «чипами», обеспечивает получение основного пика. Он всегда соответствует сумме энергий бит, равных их количеству в кодовой последовательности. Но задача синтеза заключается в том, чтобы при этом обеспечить минимальную энергию, которая отводится на боковые лепестки. В результате этого может быть выделен сигнал, находящийся под шумом [1–4]. В разработанной технологии представления и передачи данных реализована возможность совмещения узкополосной и широкополосной систем связи, которая может быть реализована при замене двоичного кода с символами «1» и «0» на логическое безызбыточное помехоустойчивое троичное кодирование с символами S2(T2), S1(T1) и S0(T0). Она проиллюстрирована на рис. 1 и 2 [5, 6].

Ее суть заключается в том, что на втором этапе дополнительного кодирования с использованием широкополосных сигналов в импульсы ШИМ3 подставляют коды Баркера 3, 5 и 7, соответствующие символам $T_0 = T_0$, $T_1 = 1{,}5T_0$ и $T_2 = 2T_0$ (рис. 1).

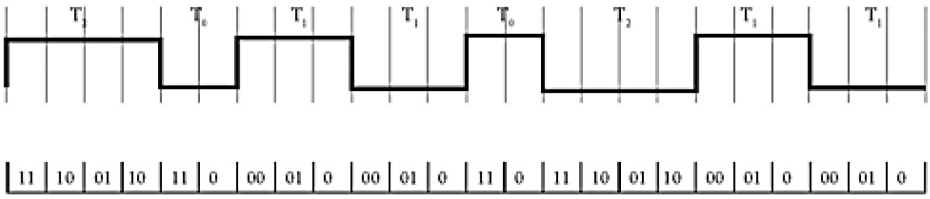


Рис. 1. Иллюстрация первого этапа расширения спектра сигнала, когда троичные символы T0 = T0; T1 = 1,5T0 и T2 = 2T0 заполняют кодами Баркера длины 7, 5 и 3, соответственно

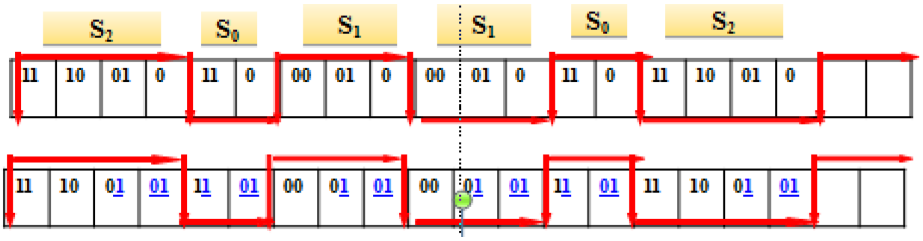


Рис. 2. Результат заполнения исходных импульсов ШИМ3 на первом этапе расширения спектра сигнала «чипами» в виде кодов Баркера с добавленными символами «1» двоичного кода

Однако при этом в конце каждого из подставленных кодов Баркера остается временной промежуток, равный длительности его бит τБ = 1/4Т0. Для формирования непрерывной последовательности бит, расширяющих спектр сигнала, его заполняют двоичным символом «1» (рис. 2).

В результате такой операции получают следующие фактические кодовые комбинации «чипов»: 11100101, 000101 и 1101, которые всегда независимо от исходной кодовой группы кодов Баркера заканчиваются следующей последовательностью бит: 101. Такая возможность обеспечена благодаря тому, что кодовая последовательность Баркера длины 5 в рассматриваемом изобретении представлена в инверсном виде: 00010. Ее прямая форма 11101 не подходит, поскольку при подстановке символа «1» для заполнения неиспользовавшегося ранее промежутка времени не будет выполнено условие идентификации при приеме окончания предыдущего и начала следующего информационного импульса ШИМ3.

При приеме сформированных, таким образом, расширяющих кодовых последовательностей, например, 11100101, 000101, 1101, 000101, 11100101, всегда выделенная кодовая группа 101 будет являться признаком границ импульсов ШИМ3 (рис. 3, *а*).

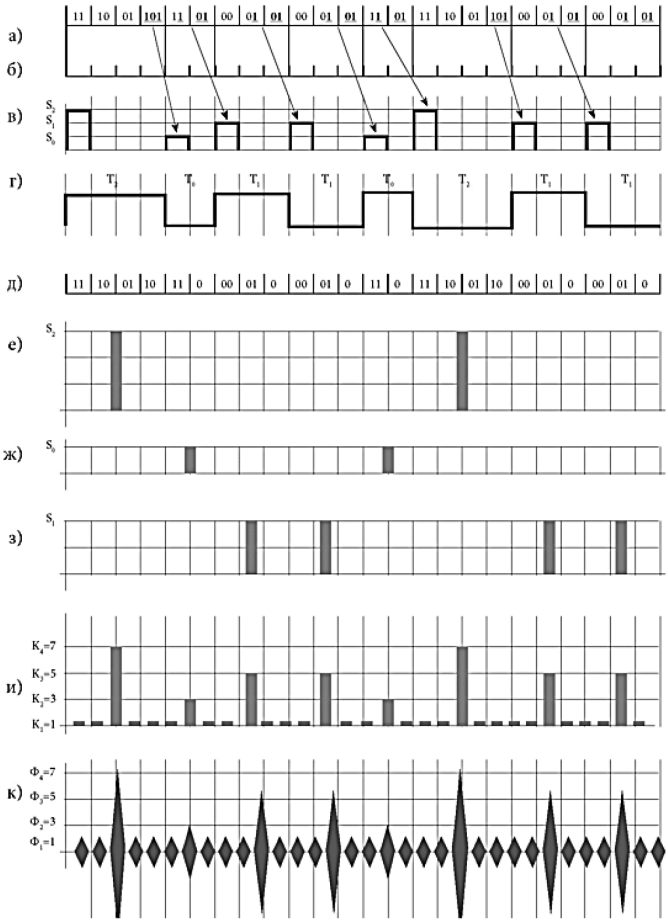


Рис. 3. Иллюстрация основных операций второго этапа восстановления переданной информации

В результате этого на основе восстановленной символьной синхронизации (рис. 3, *б*) будет обеспечена возможность идентификации символов логического помехоустойчивого троичного кода T_2, T_1, T_0, T_1, T_2 (рис. 3, *в*). Для повышения показателей помехозащищенности передаваемых данных, когда их мощность помех в канале связи равна или превышает мощность принимаемого полезного сигнала, используют корреляционную обработку восстановленных цифровых данных (рис. 3, *е*, *ж*, *з*, *и*).

С этой целью из сформированной единой расширяющей последовательности бит (рис. 3, *а*) исключают дополнительно введенные на передающей стороне символы «1» двоичного кода. Аналогичный принцип дополнительного повышения показателей помехозащищенности будет и при использовании аналога корреляционной обработки, в качестве которого используют согласованную фильтрацию «чипов», представленных кодами Баркера длины 7, 5 и 3.

При этом на основе выделения самых больших по амплитуде сигналов, которые получают при корреляционной обработке (рис. 3 *е*, *ж*, *з*, *и*), или же при согласованной фильтрации (рис. 3, *к*), формируют уточненные амплитуды восстановленной информационной АИМ3 и временные интервалы, соответствующие ШИМ3. Также разработан и адаптирован для использования в существующих и разрабатываемых радиомодемах дополнительный вариант использования кодов Баркера длины 3, 5 и 7 для заполнения исходных информационного импульсов ШИМ3. Его сущностные характеристики заключаются в использовании в качестве замещающего двоичного кодирования следующих кодов Баркера длины 7, 5 и 3: 0001101 (инверсная форма для $n = 7$), 11101 (прямая форма для $n = 5$) 001 (инверсная форма для $n = 3$). Тогда для заполнения неиспользовавшегося последнего промежутка времени импульсов ШИМ3 с $\tau Б = 1/4\ \tau 0$ используют двоичный символ «0», а для выделения границ импульсов ШИМ3 при приеме используют инверсную кодовую группу: 010.

В качестве итога, касающегося разработки новых технологий представления и передачи данных при использовании предлагаемого троичного кода, необходимо отметить следующую особенность прикладного применения рассмотренных предложений. Избыточность двоичных символов, обусловленная необходимостью расширения спектра сигнала на основе «чипов», представленных кодами Баркера длины 7, 5 и 3, будет равна 4, так как длительность новых бит, будет уменьшена в 4 раза ($\tau Б = 1/4T0$).

Особую научную и практическую значимость при этом приобретает совместное использование этих двух вариантов предлагаемого троичного кодирования (условно называемого «прямое» и «инверсное»). При совместном их использовании символы S0(T0)(прям) при «прямом» кодировании будут, по определению, повторяться символами S0(T0) при инверсном его варианте $S_0(T_0)$(инв). Это позволяет передачу троичных символов $S_i(T_i)$(прям), $i = 1,2$, дублировать за счет символов $S_i(T_i)$(инв), $i = 1,2$. При этом последовательности символов $S_0(T_0)$(прям) и $S_0(T_0)$(инв), имеющие в блоке длину большую единицы и являющиеся основным препятствием для повышения показателей сжатия данных на символьном уровне, могут быть переданы только один раз. Также в этом случае устраняется одни из основных недостатков предлагаемого троичного кода при попытках его реализации в существующих образцах радиомодемов: все биты будут иметь одну и ту же длительность $\tau б = 1/4T_0$. Следовательно, не будет препятствий для использования алгоритмов быстрого преобразования Фурье (БПФ) и псевдослучайных прыгающих рабочий частот (ППРЧ).

Заключение

Разработаны новые методы и технологии обеспечения скрытности и защищенности передаваемой информации различного назначения в созданных и разрабатываемых АСМ ТС ТО перспективных КРК на основе различных структурно-кодовых и сигнально-кодовых конструкций (СтКК и СиКК). В результате проведенных исследований показано, что их использование позволит существенно повысить эффективность как существующих, так и разрабатываемых АСМ ТС ТО перспективных КРК. При этом выполнены основные требования, касающиеся вопросов бесконфликтного применения различных технологий, в том числе и ранее реализованных. Этому способствует отсутствие избыточности, которое обязательно должно присутствовать при использовании традиционного экстенсивного направления совершенствования технологий и методов измерений, передачи, сбора и обработки измерительной информации, объемы которой быстро растут. Показано, что на основе предлагаемого троичного кодирования появляется уникальная возможность перехода от узкополосной к широкополосной связи, потребность в которой появляется в условиях радиоэлектронного противодействия.

Литература

[1] Кукушкин С.С. Теория конечных полей и информатика. Т. 1. Методы и алгоритмы, классические и нетрадиционные, основанные на использовании конструктивной теоремы об остатках. Москва, Минобороны РФ, 2003, 376 с.

[2] Кукушкин С.С. Методы и информационные технологии контроля состояния динамических систем. Москва, Минобороны РФ, 2008, 464 с.

[3] Кукушкин С.С. Математические методы преобразования и обработки измерительной информации. Москва, Минобороны РФ, 2009, 342 с.

[4] Голомба С., ред. Цифровые методы в космической связи. Москва, Связь, 1969, 271 с.

[5] Кукушкин С.С. Способ синхронизации передаваемых сообщений. Патент RU № 2538281, 2012.

[6] Кукушкин С.С. Способ синхронизации передаваемых сообщений и устройство для его реализации. Патент RU № 2591565, 2015.

УДК 621.398

Инновационные технологии обработки измерительной информации в автоматизированных системах мониторинга технического состояния технологического оборудования перспективных космических ракетных комплексов

Денискин Денис Геннадьевич deniskin_denis@bk.ru
АО «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева»

Кукушкин Сергей Сергеевич kukushki-n@yandex.ru
АО «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева»

Макаров Михаил Иванович makarov.mi@khrunichev.ru
АО «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева»

Рассмотрена борьба с помехами составляющая основу теории измерений, передачи, сбора и обработки получаемой измерительной информации. Эта задача была и остается основой развития прикладного математического обеспечения адаптивных автоматизированных систем технического состояния технологического оборудования перспективных космических ракетных комплексов. Быстрый рост числа противоречий, сопутствующих процессам получения измерений, сбора и обработки измерительной информации, сопровождается необходимостью совершенствования используемого математического аппарата. Тех возможностей, которые предоставляют существующие технологии обработки информации, недостаточно. Нужны прикладные математические методы более высокого уровня по сравнению с тем, что используются в настоящее время. Показано, как эту задачу можно решить с достижением комплексного положительного технического эффекта при предлагаемом нетрадиционном представлении данных измерений и передаваемых сообщений образами-остатками.

Ключевые слова: *передача и обработка информации в условиях помех, дополнительное кодирование с использованием образцов-остатков, ограничения и возможности существующих информационных технологий, информационная безопасность информации при ее обработке*

Успешная реализация программ по дальнейшему освоению Космоса требует комплексного подхода к разрешению существующих проблем, связанных с созданием и эксплуатацией изделий ракетно-космической техники (РКТ), начиная от проектирования отдельных систем, экспериментальной отработки, подготовки и запуска объектов, обеспечения их полета и до полного выполнения целевой задачи. Наиболее ответственным звеном в этой цепи этапов жизненного цикла создаваемых космических ракетных комплексов (КРК) является этап предполетной подготовки и обеспечение запуска, в ходе которых проводится их отработка в реальных условиях. Его особая практическая значимость обусловлена тем, что любая нештатная ситуация, вызванная некорректным функционированием элементов технологического оборудования (ТО) перспективных КРК, может привести не только к существенным материальным и временным издержкам, но и к потере полностью созданного изделия. Поэтому разра-

ботке нового поколения автоматизированных систем (АСМ) технического состояния (ТС) ТО перспективных КРК и совершенствованию принципов ее функционирования должно уделяться повышенное внимание. Прежде всего, это связано с ростом множества противоречий, которые уже не могут быть разрешены на приемлемом уровне с использованием существующего научно-методического обеспечения. Необходим прорыв, но для этого нужны прикладные математические теории более высокого абстрактного уровня по сравнению с существующими аналогами. Этому требованию отвечает разработанная конструктивная теория измерений, передачи, сбора, обработки и анализа получаемой измерительной информации (ИИ). В данном докладе показаны те новые возможности борьбы с шумами и помехами, которые появляются при обработке полученных экспериментальных данных. При этом предлагаемое нетрадиционное представление данных измерений и передаваемых сообщений образами-остатками также оказывается особо востребованным и при обработке ИИ: она становится распараллеленной, способствующей уменьшению неопределенностей, которые вызваны шумами и помехами и обеспечивающей одновременное повышение других показателей — быстродействия, точности, доступности, достоверности и защищенности полученных результатов от несанкционированного доступа (НСД). Приведены примеры обработки реальных данных телеизмерений в системе остаточных классов (СОК) и показаны новые возможности в части борьбы с шумами и помехами, наличие которых увеличивает вероятность принятия ошибочных решений. Также появляется новая возможность повышения числа обусловленности обратных матриц при решении задач, которые относятся к числу «некорректных». Это проблема известна под названием «регуляризации некорректных обратных задач». Показано органичное единство разработанного математического аппарата, который в одном и том же виде предлагаемых конструктивных решений может быть полезно использован на различных этапах применения методов адаптивных АСМ ТС ТО перспективных КРК.

Актуальность

Обработка измерительной информации представляет собой наиболее важный технологический этап функционирования адаптивных автоматизированных систем (АСМ) технического состояния (ТС) технологического оборудования (ТО) перспективных космических ракетных комплексов (КРК). Он наиболее длительный и затратный. При этом простое увеличение мощности вычислительных средств не приводит к желаемому результату: временные затраты на обработку получаемой ИИ, по-прежнему, велики. Эта реальность и определяет значимое противоречие, которое необходимо учитывать при создании адаптивных АСМ ТС ТО перспективных КРК. Если временные затраты на обработку телеметрической информации (ТМИ) по результатам пуска КРК могут определяться сутками, то для функционирования АСМ такая задержка недопустима, поскольку необходимо предупреждать развитие аномальных ситуаций и аварий, а не констатировать факт их появления. Основная проблема измерений заключена в борьбе с ошибками. В значительной степени она усугубляется при наличии радиоканалов передачи данных, подверженных действию шумов и помех. Ошибки носят случайный характер, поэтому измерения однозначно восстановить нельзя. При этом возможна ситуация, когда малым изменениям измеряемой величины на входе системы обработки информации соответствуют значительные их отклонения, получаемые на выходе. Ситуация существенно усложняется в условиях, когда отсутствуют дополнительные данные, позволяющие получать устойчивые решения задач обработки информации. Она типична для следующих случаев: когда не-

известны топология размещения средств измерений, модели оценивания и другие данные, а также при использовании средств измерений, имеющих недостаточную метрологическую аттестацию. С ней приходится сталкиваться в созданных и разрабатываемых АСМ ТС ТО перспективных КРК, когда нет возможности выделить основные составляющие ошибок, возникающие в различных трактах формирования, преобразования, передачи, приема и обработки данных. Методы решения подобных задач традиционно были связаны с матричной обработкой исходных данных и с проблемой «плохой обусловленности обратных матриц» [1, 2].

Основные проблемы существующего методического обеспечения обработки измерений

Методы решения некорректно поставленных задач предполагают наличие математических моделей, которыми достаточно хорошо описываются физические процессы с возможностью их корректировки по мере накопления знаний [3]. Такие условия далеко не всегда могут быть обеспечены по отношению к телеметрируемым параметрам (ТМП). Тем более, что такой классический подход в принципе не применим в начале испытаний, когда отсутствуют представления о возможном характере поведения ТМП во времени. Кроме того, существует следующая объективная сложность. Большинство моделей является статистическими, учитывающими вероятностный характер изменения значений во времени, и применимы, поэтому, только к случайным процессам. Телеметрируемый параметр, сформированный и принятый во время пуска, строго говоря, не является точным отражением контролируемого процесса, а только представляет собой его реализацию. Кроме того, начальные значения ТМП имеют случайную природу. Разброс их значений может быть вызван следующими факторами: 1) технологическими, требующими чтобы они находились в допуске; 2) внешними, обусловленными различными условиями проведения испытаний (температурой, влажностью, атмосферным давлением и т. д.). Поэтому о ТМП принято говорить, как о реализации случайной функции (СФ), представляющей собой контролируемый, изменяющийся во времени процесс.

Необходимость решения «некорректных задач», с которыми приходится иметь дело при выделении, восстановлении, идентификации и интерпретации данных, определяет желание использовать групповые свойства ТМП, которые наиболее полно учитываются только при наличии их векторных моделей характеристик. При этом наиболее актуальной задачей обработки является уменьшение погрешностей измерений, обусловленных действием факторов случайной природы. Это требует разработки новых проблемно-ориентированных методов регуляризации «некорректных задач», позволяющих учесть специфические особенности измерений. Их основу составляет получение данных, используемых в дальнейшем для коррекции математических моделей идентификации, из самой получаемой информации, из данных измерений, дублирующих друг друга за счет пространственно-временного разнесения. Кроме того, появляются возможности использования различных групповых свойств получаемой информации. Ранее это были групповые свойства симметрии различных ТМП. Наконец, практически не использовалась возможность использования структурных преобразований данных для повышения устойчивости получаемых решений. Огромный потенциал для подобной постановки проблемы регуляризации «некорректных задач» предоставляет нетрадиционное представление данных в СОК (рис. 1) и использование конструктивной теоремы об остатках [3].

Примеры решения. Свойства адаптивности систем обработки ИИ проявляются, прежде всего, в переходе от жестких решений задач, которые ассоциируются со знака-

ми «равно» «=» к мягким со знаками «тождественно равно» «≡» (рис. 1) [2–8]. Такая возможность достигается при переходе к нетрадиционному представлению результатов измерений образами-остатками (рис. 1). С точки зрения передачи и сбора информации – это возможность формирования безызбыточных помехоустойчивых кодов, которые учитывают такие специфические особенности ИИ, как внутренняя избыточность.

Рис. 1. Иллюстрация новых возможностей для повышения эффективности АСМ ТС ТО перспективных КРК на основе использования внутренних структур данных при передаче инфор мации и системы остаточных классов при обработке данных

Первый этап полезного использования в создаваемых АСМ ТС ТО перспективных КРК внутренних структур данных ($S_{внутр}$), появляющихся при безызбыточном помехоустойчивом кодировании образами-остатками, связан с возможностью исправления аномальных ошибок измерений. Ранее аномальные ошибки при предварительной обработке поступившей ИИ отбрасывались, в результате чего могла быть настолько уменьшен объем статистической выборки, что получаемые оценки становились несостоятельными.

При представлении данных образами-остатками или другими замещающими структурно-алгоритмическими преобразованиями первого этапа (САП-1), например, перестановкой местами старших и младших полуслов полученного результата измерений аномальные ошибки не исключаются, а подвергаются исправлению (рис. 2). Научно-методическую основу такой коррекции составляет наличие корреляционной зависимости соседних значений данных измерений. Она является следствием применения теоремы В.А. Котельникова о дискретизации при переводе аналоговых сигналов в цифровую форму [9–14].

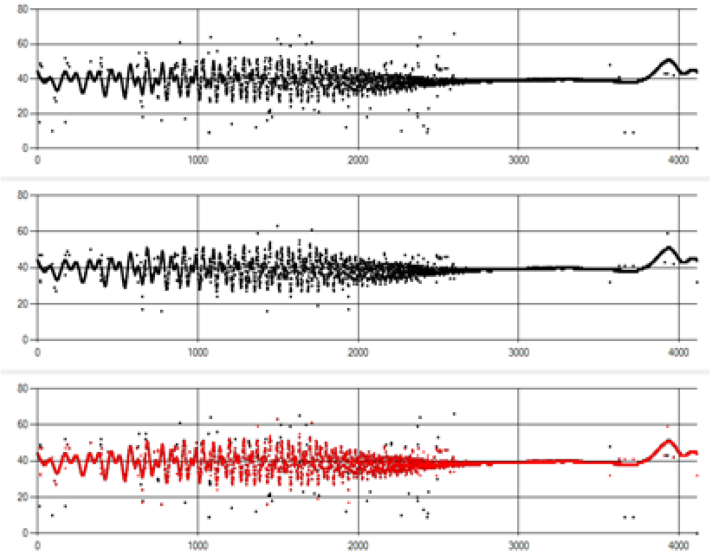


Рис. 2. Иллюстрация применения новой технологии нетрадиционного представления данных образами-остатками для исправления аномальных ошибок измерений

Следующая особенность нетрадиционного представления данных измерений образами-остатками проявляется при решении задач фильтрации (сглаживания экспериментальных данных), чему посвящены иллюстрации, приведенные на рис. 3 и 4.

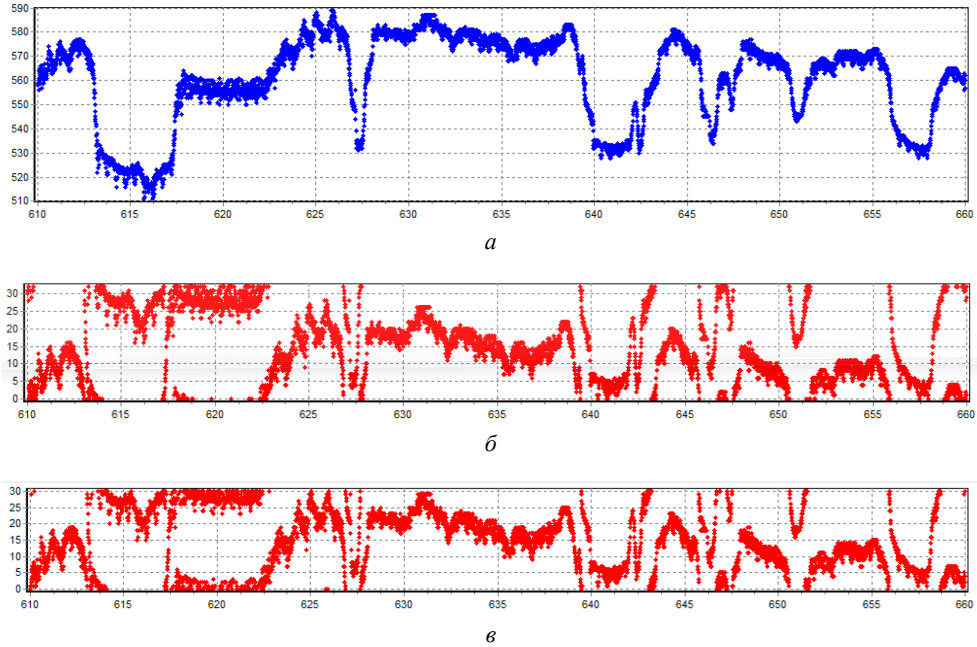


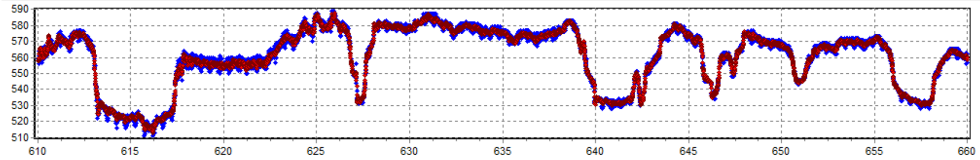
Рис. 3. Графические иллюстрации, относящиеся к использованию системы остаточных классов (СОК) при обработке измерительной информации

Пояснения

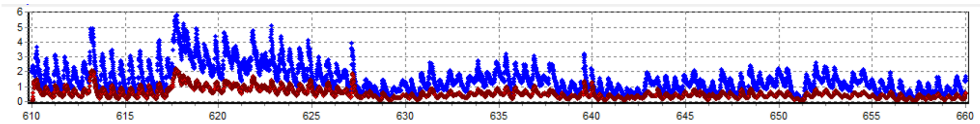
Верхний иллюстрационный график представляет собой исходные значения Xi данных телеизмерений, значения которых представлены $N = 2n = 10$ – разрядным двоичным кодом. Следующий этап его дополнительного кодирования связан с тем, что каждое их значений Xi преобразуют в образы-остатки bi1 (mod 31) (рис. 3, *б*) и bi2(mod 33) (рис. 3, *в*). Они требуют для представления своих значений $n = 5$ — разрядного двоичного кода. Выбор оптимальных модулей сравнения производят из условия: $m_1 = 2n - 1 = 31$ и $m_3 = 2n + 1 = 33$: их произведение 1023 соответствует шкале однозначного представления данных исходным $N = 2n = 10$ — разрядным двоичным кодом. Суть нетрадиционного помехоустойчивого безызбыточного кодирования заключается в том, что образы-остатки bi1(mod 31) и bi2(mod 33) формально объединяют в новое (дополнительно закодированное) сообщение: Ci = < bi1(mod 31), bi2(mod 33) >2, в результате чего увеличивают минимальное кодовое расстояние $d_{\min} = 33$ в 33 раза.

В результате этого исходный процесс Xi оказывается усиленным по амплитуде в 33 раза, о чем свидетельствует соответствующий график значений Ci. При этом полезно используется вся шкала однозначного представления данных $N = 2n = 10$ – разрядным двоичным кодом. Но при этом видны результаты выхода закодированных значений Ci за пределы шкалы Ш = 0 – 1023. В обычных случаях – это неприятный для измерений вариант, называемый эффектом «зашкаливания» результатов измерений, который приводит к их утрате. При представлении образами-остатками этого не происходит при использовании алгоритма восстановления исходных данных и сообщений, который в классическом варианте носит название «китайской теоремы об остатках» (КиТО) [9–14]. Но возможности его реализации ограничены многими факторами, в том числе и сложностью алгоритма обратного восстановления (декодирования) данных и сообщений. В конструктивной теории конечных полей (КтТО) эти недостатки устранены при использовании алгоритмов конструктивной теоремы об остатках (КтТО) (7) [9–14].

Более того, при этом обеспечивается и выполнение другой задачи – эффективного уменьшения уровня помех на основе адаптивной нелинейной фильтрации (АНФ), что и продемонстрировано на рис. 4.



а



б

Рис. 4. Иллюстрация уменьшения дисперсии ошибок телеизмерений

На нем синим цветом представлены значения ТМП, которые получают при традиционной обработке ИИ, а красным – при использовании образов-остатков, над значениями которых производятся вычисления. Как следует из результатов обработки при использовании вычислений в СОК в 2–5 раз уменьшены оценки дисперсии шумового процесса. Таким образом, существенно уменьшена и неопределенность получен-

ных данных измерений при обработке нетрадиционного представления данных измерений образами-остатками

Заключение

Представленные результаты исследований и результаты предварительной обработки получаемой ИИ позволяют сделать следующие выводы: 1) внедрение предлагаемых технологий нетрадиционного представления данных ИИ образами-остатками оказывается полезным и при обработке результатов измерений в АСМ ТС ТО перспективных КРК; 2) при этом отсутствует необходимость в процедуре обратного восстановления принятых значений данных ТИ, потребность в ней появляется только по отношению к полученным результатам обработки.

Литература

[1] Свердлик М.Б. Оптимальные дискретные сигналы. Москва, Радио, 1975, 200 с.

[2] Блейхут Р. Теория и практика кодов, контролирующих ошибки. Москва, Мир, 1986, 576 с.

[3] Макклеллан Дж., Рейдер Ч. Применение теории чисел в цифровой обработке сигналов. Москва, Радио и связь, 1983, 376 с.

[4] Фомин С.В. Системы счисления. Москва, Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1980, 48 с.

[5] Лидл Р., Нидеррайтер Г. Конечные поля. Москва, Мир, 1988, 882 с.

[6] Торгашев В.А. Система остаточных классов и надежность ЦВМ. Москва, Радио, 1973, 120 с.

[7] Акушский И.Я., Юдицкий Д.И. Машинная арифметика в остаточных классах. Москва, Радио, 1968, 140 с.

[8] Ященко В.В., ред. Введение в криптографию. Москва, МЦНМО, ЧеРо, 1998, 271 с.

[9] Кукушкин С.С. Теория конечных полей и информатика. В 2 т. Т. 1. Методы и алгоритмы, классические и нетрадиционные, основанные на использовании конструктивной теоремы об остатках. Москва, МО РФ, 2003, 284 с.

[10] Кукушкин С.С., Гладков И.А., Чаплинский В.С. Методы и информационные технологии контроля состояния динамических систем. Москва, МО РФ, 2008, 327 с.

[11] Кукушкин С.С. Математические методы преобразования и обработки измерительной информации при испытаниях и штатной эксплуатации ракетно-космической техники. Москва, ВА РВСН им. Петра Великого, 2009, 276 с.

[12] Булычев Ю.Г., Васильев В.В., Кукушкин С.С. и др. Информационно-измерительное обеспечение натурных испытаний сложных технических комплексов. Москва, Машиностроение-Полет, 2016, 440 с.

[13] Кукушкин С.С., Кузнецов В.И. Способ первичной обработки информации с использованием адаптивной нелинейной фильтрации. Патент № 2672392 Российская Федерация, 2018, бюл. № 23.

[14] Кукушкин С.С., Махов С.Ф., Светлов Г.В. Способ первичной обработки информации с обнаружением и исправлением ошибок передачи. Патент № 2658795 Российская Федерация, 2018, бюл. № 13.

УДК 621.398

Теоретические основы разработки современных систем мониторинга технического состояния технологического оборудования космических ракетных комплексов

Кукушкин Сергей Сергеевич kukushki-n@yandex.ru
АО «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева»

Денискин Денис Геннадьевич deniskin_denis@bk.ru
АО «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева»

Макаров Михаил Иванович makarov.mi@khrunichev.ru
АО «Государственный космический научно-производственный центр имени М.В. Хруничева»

Рассматриваются новые возможности повышения эффективности существующих и разрабатываемых автоматизированных систем мониторинга технического состояния технологического оборудования перспективных космических ракетных комплексов, которые появляются при использовании современных информационных технологий измерений, сбора, передачи и обработки измерительной информации. Показано, что существующий экстенсивный подход совершенствования автоматизированных систем мониторинга технического состояния технологического оборудования перспективных космических ракетных комплексов себя исчерпал: он уже не может удовлетворить растущие потребности в части обеспечения безопасности запусков ракет-носителей и вывода с космос большого числа космических аппаратов различного назначения. Нужны нетрадиционные технические решения, составляющие основу перехода к интенсивному направлению совершенствования космической техники и повышению эффективности предстартовой подготовки космических ракетных комплексов. Рассмотрены некоторые из них, относящиеся к измерениям, сбору, передаче и обработке измерительной информации. Приведены результаты их апробации и полученные при этом результаты. Сделаны выводы, которые связаны с вопросами практического их применения, развития и адаптации к космическим ракетным комплексам нового поколения при их подготовке к запуску.

Ключевые слова: *передача информации в условиях помех, дополнительное кодирование замещающим кодом, ограничения и возможности существующих информационных технологий, информационная безопасность подготовки перспективных космических ракетных комплексов к запуску, эксплуатационная безопасность подготовки перспективных космических ракетных комплексов к запуску*

Современный этап развития информационно-измерительного обеспечения запусков перспективных космических ракетных комплексов (КРК), ориентированный на применение большого количества датчиков с различными физическими принципами телеизмерений (ТИ), характеризуется множественными противоречиями, число и острота проявления которых имеют устойчивую тенденцию к повышению [1–8]. Переход отечественной практики освоения космоса к ракетам-носителям (РН) нового класса характеризуется следующими отличительными особенностями. Во-первых, по отношению к РН предыдущего поколения на порядок увеличено число телеметрируемых параметров (ТМП), которые получают при запуске перспективных космических

ракетных комплексов (КРК). Во-вторых, более значительная их сложность и необходимость решения новых задач предполагает создание такого технологического оборудования (ТО), которое обладало бы расширенными возможностями в части обеспечения безопасности подготовки и запуска перспективных КРК. Прежде всего, это связано с исключением фактов пропуска моментов появления нештатных и аварийных ситуаций и их развития. Также особую актуальность приобретает и оперативность принимаемых решений по их устранению. При этом конфликт противоречий усугубляется в условиях ограничений, определяемых пропускной способностью и энергетическим бюджетом радиоканалов, а также из-за действия помех. Помимо этого, повышение скорости передачи данных приводит к ухудшению их качества, под которым понимается полнота и достаточность получаемой информации, ее достоверность, а также оперативность информационной поддержки принятия решений. Возможности традиционных методов разрешения растущего множества противоречий практически исчерпаны. В статье предложены новые подходы с применением прикладной математической теории конечных полей, использование которых составляет основу синтеза многих проблемно-ориентированных инновационных информационных технологий. Основное достоинство такого подхода заключается в возможности адаптации существующих и разрабатываемых автоматизированных систем мониторинга (АСМ) технического состояния (ТС) технологического оборудования (ТО) перспективных КРК к изменяющимся условиям подготовки к запуску и проведения летных испытаний программными методами путем перепрограммирования их элементной базы. Такую возможность, в частности, предоставляют программируемые логические интегральные схемы, микроконтроллеры и микропроцессоры, которые входят в состав существующих аппаратных средств АСМ ТС ТО перспективных КРК.

Сложные технические объекты и производства требуют постоянной защиты от нештатных ситуаций и аварий, что и определяет быстрое развитие АСМ контроля их ТС и оценки качества производимой продукции. Их эксплуатация и процессы контроля работоспособности связаны с повышенным риском. При этом число угроз безопасности повышается, а существующие подходы и методы, которые позволили бы уменьшить их количество и возможный ущерб от их проявления, теряют свою прежнюю эффективность. Системы измерений характеризуются тем, что растут погрешности и неопределенности при измерениях, составляющих основу функционирования АСМ ТС ТО перспективных КРК. Телекоммуникационные средства, используемые для сбора измерительной информации, также нуждаются в модернизации. При этом использование оптоволоконной техники для передачи информации, которая работает в частотном диапазоне 10^{13} … 10^{16} Гц, что на 6 порядков больше, по сравнению с радиотехническими телекоммуникационными системами, ограничено низкими показателями быстродействия существующей датчиковопреобразующей аппаратуры и оконечного оборудования, преобразующего электрический сигнал в оптический и обратно. Но, с другой стороны, беспроводные каналы связи характеризуются большой мобильностью их разворачивания и применения, поскольку не требуют прокладки волоконно-оптического кабеля. Из-за этого они отличаются и высокими показателями по критерию «эффективность — стоимость» [9–12]. Проведенный в докладе анализ показывает, где и в каких направлениях необходимо сосредоточить внимание, акцентированное на использование имеющихся достижений в области прикладной математики и системотехники, способствующей внедрению новых идей в существующую технику на основе программирования современной элементной базы, представленной ПЛИС, микроконтроллерами и микропроцессорами. Но для этого необходима при-

кладная теория, которая бы не ограничивалась только отдельными апробированными ее положениями, а способствовала бы развитию методов синтеза адаптивных и интеллектуальных АСМ ТС ТО перспективных КРК. Необходимо, чтобы ее использование позволило бы не только учитывать специфические особенности их применения, но и определять наилучшие приемы комплексирования различных средств измерений и передачи информации. Предлагаемым комплексным решениям такого рода задач и посвящен и предлагаемый доклад. Основу этого научного направления составляет конструктивная теория конечных полей.

Литература

[1] Макклеллан Дж., Рейдер Ч. Применение теории чисел в цифровой обработке сигналов. Москва, Радио и связь, 1983, 376 с.

[2] Свердлик М.Б. Оптимальные дискретные сигналы. Москва, Сов. Радио, 1975, 200 с.

[3] Блейхут Р. Теория и практика кодов, контролирующих ошибки. Москва, Мир, 1986, 576 с.

[4] Фомин С.В. Системы счисления. Москва, Наука. Главная редакция физико-математической литературы, 1980, 48 с.

[5] Лидл Р., Нидеррайтер Г. Конечные поля. В 2 т. Москва, Мир, 1988, 882 с.

[6] Торгашев В.А. Система остаточных классов и надежность ЦВМ. Москва, Сов. Радио, 1973, 120 с.

[7] Акушский И.Я., Юдицкий Д.И. Машинная арифметика в остаточных классах. Москва, Сов. Радио, 1968, 140 с.

[8] Ященко В.В., ред. Введение в криптографию. Москва, МЦНМО, ЧеРо, 1998, 271 с.

[9] Кукушкин С.С. Теория конечных полей и информатика: В 2 т. Т.1. Методы и алгоритмы, классические и нетрадиционные, основанные на использовании конструктивной теоремы об остатках. Москва, МО РФ, 2003, 284 с.

[10] Кукушкин С.С., Гладков И.А., Чаплинский В.С. Методы и информационные технологии контроля состояния динамических систем. Москва, МО РФ, 2008, 327 с.

[11] Кукушкин С.С. Математические методы преобразования и обработки измерительной информации при испытаниях и штатной эксплуатации ракетно-космической техники. Москва, ВА РВСН им. Петра Великого, 2009, 276 с.

[12] Булычев Ю.Г., Васильев В.В., Кукушкин С.С. и др. Информационно-измерительное обеспечение натурных испытаний сложных технических комплексов. Москва, Машиностроение-Полет, 2016, 440 с.

УДК 629.7.08

Методические основы отработки газодинамики старта при обосновании облика стартовых сооружений космических комплексов

Абдурашидов Темирлан Олегович lexx.957.lq@gmail.com

Филиал АО «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» – НИИ СК

Рассмотрены методические аспекты отработки газодинамики старта на примере разработки космического ракетного комплекса тяжелого класса на космодроме «Восточный». Проанализирован мировой и отечественный опыт в вопросе защиты пусковых установок от воздействия газовых струй (акустическое, ударно-волновое, термическое). Приведены некоторые результаты акустических исследований на пусковых установках.

Ключевые слова: *газодинамические нагрузки, стартовый комплекс, экспериментальная отработка, газодинамика старта*

Старт ракеты-носителя сопровождается высвобождением большого количества энергии, которая воздействует как на конструкцию самой ракеты космического назначения (включая полезную нагрузку под головным обтекателем), так и на элементы старта [2]. Создание надежных стартовых комплексов ракет космического назначения обеспечивается системной наземной отработкой вопросов газодинамики старта, созданной в отрасли при головной роли «Центрального научно-исследовательского института машиностроения» («ЦНИИмаш») [1–4].

В данной работе рассматриваются примеры внешних воздействующих факторов, которые сопровождают старт ракеты космического назначения, а также способы их снижения на примере зарубежных и отечественных стартовых комплексов: снижение тепловых нагрузок, уровней ударных волн и акустического воздействия. Приводятся типовые примеры газодинамических схем, которые выбираются из условий требований к изделию, технологии работы с ракетой космического назначения и геологии местности.

Методология отработки газодинамики старта в целом состоит из расчетного направления, которое включает в себя как проектные расчеты по инженерным методикам и руководящим документам для конструкторов, так и разработку виртуальных моделей процесса старта ракет-носителей с применением суперкомпьютерных технологий.

Экспериментальная отработка, которую проводят с целью получения ожидаемых уровней всех видов газодинамических нагрузок, можно классифицировать следующим образом:

- по видам нагрузок;
- по полноте моделирования (отдельные процессы или комплексный подход);
- по масштабу (маломасштабные или крупномасштабные).

В процессе разработки газодинамической схемы космического ракетного комплекса «Амур» были проведены серии экспериментальных работ [5] на маломасштабных стендовых установках по определению ударно-волновых, акустических и эжекционных нагрузок. Впервые в практике были проведены испытания по определению уровней нестационарного разрежения — эффекта, возникающего при запуске двигательной установки и возникновением разрежения на донной части ракеты-носителя.

Было проведено два этапа экспериментальных исследований, на первом этапе были рассмотрены варианты пусковой установки с различными элементами, позволяющими снизить акустические нагрузки на ракету-носитель. В тоже время были определены эжекционные нагрузки на донный экран изделия. На втором этапе была выбрана окончательная геометрия пусковой установки с учетом проведенных испытаний первого этапа и проведена серия испытаний, на которой были отработаны методы снижения акустических и эжекционных нагрузок на ракету-носитель.

По результатам экспериментально-расчетной отработки была выбрана оптимальная газодинамическая схема [6] пусковой установки с горизонтальным перекрытием газоотводного канала, которая обеспечивает требуемые газодинамические и акустические нагрузки на РКН.

Литература

[1] Хотулев В.А., ред. Руководство для конструкторов. Т. 2. Кн. 2.3. Газодинамика старта изделий РКТ. Королев, ФГУП ЦНИИмаш, 2010.

[2] Бирюков Г.П., Бут А.Б., Хотулев В.А., Фадеев С.А. Газодинамика стартовых комплексов. Москва, РЕСТАРТ, 2012.

[3] Методологические основы научных исследований при обосновании космической деятельности, облика перспективных космических комплексов и систем и их научно-технического сопровождения. В 5 т. Т. 4. Методология исследований аэротермодинамики и тепловых режимов в обеспечение разработки изделий ракетно-космической техники. Москва, Дашков и Ко, 2016.

[4] Богомолов А.А., Абдурашидов Т.О., Бут А.Б., Фатеев С.Н., Кудрявцев В.В., Сафронов А.В., Шипилов С.Н., Шувалова Т.В. Результаты наземной отработки газодинамических, акустических, ударно-волновых и тепловых процессов и их подтверждение при летных испытаниях универсального стартового комплекса КРК «Ангара». Космонавтика и ракетостроение, 2018, вып. 4 (103), с. 52–60.

[5] Сафронов А.В., Абдурашидов Т.О., Бут А.Б. Исследование влияния конструкций пусковых устройств на акустические и газодинамические процессы при старте ракеты-носителя «Ангара-А5». Космонавтика и ракетостроение, 2016, вып. 5 (90), с. 75–80.

[6] Абросимов Н.А., Сафронов А.В., Абдурашидов Т.О., Бут А.Б. Наземная отработка газодинамики старта космического ракетного комплекса «Ангара-А5» космодрома «Восточный». Космонавтика и ракетостроение, 2022, вып. 3 (126), с. 91–103.

УДК 629.76.085

Динамика отвода кабель-мачты при старте ракеты космического назначения

Веселов Михаил Владимирович vmv1941@mail.ru
филиал АО «ЦЭНКИ» НИИ стартовых комплексов им. В.П. Бармина

Рассмотрены методы решения задачи определения параметров динамики движения и нагрузок кабель-мачты при старте ракеты космического назначения. Отвод стрелы кабель-мачты осуществляется под действием силы веса противовеса, обеспечивающего требуемые параметры гарантированных зазоров между кабель-мачтой и корпусом ракеты космического назначения. Показаны два метода решения задачи динамики отвода кабель-мачты: программирование дифференциального уравнения движения на языке MatLab и применения программного комплекса ADAMS решения задач кинематики и динамики механизмов. На конкретном примере показано получение результатов анализа. Установлены параметры, обеспечивающие получение заключения о безопасном отводе стрелы кабель-мачты при старте ракеты космического назначения.

Ключевые слова: *кабель-мачта, ракета космического назначения, динамика отвода, демпфер торможения*

Одним из средств подвода коммуникаций к ракете космического назначения (РКН) при ее предстартовой подготовке является кабель-мачта (КМ) [1]. В процессе подготовки и пуска КМ связана с РКН, а ее освобождение от этой связи осуществляется ходом подъема РКН после чего она начинает отводиться на безопасное расстояние, исключающее ее соударение с РКН в процессе отвода и повреждение от действия струй двигательной установки РКН. Особенностью рассматриваемой КМ является то, что после отвода стрелы КМ на заданный угол для снижения ускорения ее движения происходит отключение противовеса, а также включение в работу демпфера. Дальнейшее движение КМ до полной остановки осуществляется под действием собственного веса стрелы КМ и усилия торможения демпфера.

Зависимость угла поворота стрелы КМ от времени, а также ее другие параметры, находились из решения дифференциального уравнения движения.

При этом зависимости хода штока демпфера, линейной скорости штока демпфера и плеча приложения усилия демпфера от угла и угловой скорости перемещения стрелы КМ необходимые для определения нагрузок от демпфера найдены из геометрических параметров текущего положения КМ. Сила сопротивления демпфера определяется величиной произведения площади плунжера на величину потери давления при перетекании рабочей жидкости через дросселирующие отверстия переменной площади.

Для решения уравнения движения стрелы КМ разработана программа на языке высокого уровня MatLab [2]. Результаты расчетов по этой программе приведены в виде графиков на которых показано изменение по времени углового перемещения и угловой скорости отвода стрелы КМ, изменение по времени и от угла поворота углового ускорения стрелы КМ, изменение давления в демпфере от углового перемещения.

Другим методом решения задачи динамики отвода стрелы КМ является использование программного комплекса ADAMS (Automatic Dynamic Analysis of Mechanical Systems) для кинематического и динамического анализа механизмов и машин компании MSC.Software [3].

Модель КМ в программном комплексе ADAMS состоит из двух звеньев, имитирующих соответственно стрелу КМ и противовес связанные друг с другом замком, а также действующие нагрузки. Отключение противовеса при повороте стрелы КМ на заданный угол осуществляется Script — командами по угловой метке, задающей момент отключения сенсором связи противовеса и стрелы КМ. Дальнейшее движение стрелы КМ происходит без участия противовеса. Характеристика зависимости площадей дросселирующих отверстий демпфера по ходу штока задается сплайном. Усилие демпфера вычисляется с использованием команд ADAMS [4] при текущих значениях скорости штока и его перемещения, снимаемых соответствующими маркерами. Действующие нагрузки задаются сплайнами моментов, приложенных к звену стрелы. Программный комплекс ADAMS предоставляет широкие возможности для вывода результатов моделирования динамических характеристик КМ. Получены результаты расчетов динамики движения конструкции КМ и действующих нагрузок которые полностью согласуются с результатами численных расчетов.

В результате выполненной работы показано применение двух методов моделирования динамики движения КМ, установлены параметры, обеспечивающие получение заключения о безопасном отводе стрелы КМ при старте РКН.

Литература

[1] Барин И.В., ред. Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники. Кн. 1. Москва, Полиграфикс РПК, 2005, 412 с.

[2] Дьяконов В.П., Абраменкова И.В. MATLAB 5.0/5.3 система символьной математики. Москва, Нолидж, 1999, 633 с.

[3] Иванов А.А. MSC Adams: Теория и элементы виртуального конструирования и моделирования. Москва, Московское представительство MSC.Software GmbH, 2003, 97 с.

[4] Using the ADAMS. View Function Builder, Mechanical Dynamics, 1999, 638 p.

УДК 62 97

Расчет теплового режима оголовка кабель-мачты

Чупина Елизавета Сергеевна 2qchupina.yelizaveta@mail.ru
Филиал АО «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» – НИИ СК

Абдурашидов Темирлан Олегович lexx.957.lq@gmail.com
Филиал АО «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» – НИИ СК

Рассмотрены вопросы оценки теплового режима кабель-мачты, расположенной вблизи криогенного бака ракеты-носителя при воздействии на него ветра. Выполнено сравнение результатов численного моделирования процесса переноса холодных масс воздуха с результатами расчетов по инженерной методике. Для определения степени соответствия математической модели реальному объекту была проведена валидация. Получены значения температур в расчетных точках, находящихся наиболее близко к элементам конструкции.

Ключевые слова: *тепловые нагрузки, кабель-мачта, свободная конвекция, захолаживание, численное моделирование*

Криогенные температуры при эксплуатации стартового оборудования могут негативно влиять на свойства металла, делая его более хрупким и ломким к механическим воздействиям. Поэтому целью расчета является определение параметров воздушной среды (температура воздуха) в зоне оголовка кабель-мачты на расстояниях 150 мм от обечайки бака и далее с учетом конвективных потоков холодного воздуха и воздействия ветра с различными значениями скорости. Вследствие перемещения охлажденного воздуха в пограничном слое происходит также захолаживание элементов конструкции кабель-мачты.

С учетом сложной геометрии тел и возможного несимметричного обтекания ветром корпуса ракеты-носителя и кабель-мачты, данную задачу целесообразно решать в трехмерной постановке, с имитацией частей ракеты космического назначения и кабель-мачты с определенной степенью упрощения геометрии. Трехмерная постановка задачи позволяет учесть одновременное влияние конвективных потоков (пространственного перемещения холодного воздуха сверху вниз) и ветра (несимметричное обтекание в плоскости). Для решения задачи было выполнено построение сеточной модели расчетной области в программе Ansys ICEM [1].

В работе также рассмотрена инженерная методика определения температуры в пограничном слое в режиме свободной конвекции. В случае, когда неподвижная холодная вертикальная стенка окружена теплым газом, возникает его конвективное движение. Оно происходит в объеме, называемом свободноконвективным пограничным слоем, и вызвано разностью плотностей воздуха в пограничном слое и вне его [2]. Проведены серии численных расчетов при условии свободной и вынужденной конвекции, а также сравнение полученных результатов с результатами расчета по инженерной методике. Численное моделирование проводилось в программе Ansys Fluent [3].

Для подтверждения адекватности выбранной численной (математической) модели проведено сравнение результатов моделирования с данными измерений температур, полученными на стартовом комплексе вблизи заправленного бака окислителя ракеты-

носителя «Союз-2». Измерения проводились на расстоянии 650 мм от верхней точки силового шпангоута бака окислителя. Анализ данных показал, что результаты, полученные в этих случаях, оказались аналогичными друг другу.

Также в работе дополнительно приведен пример валидации с экспериментальными данными при обтекании воздушным потоком цилиндра с образованием вихревых структур [4]. Эксперименты включали визуализацию обтекания цилиндра и измерение динамики мгновенных векторных полей скорости потока в его следе. Представлены результаты исследований структуры течения в следе поперечно обтекаемого цилиндра, расположенного вблизи стенки прямоугольного канала. С помощью численного моделирования получено качественное совпадение картины перемещения турбулентных структур, полученных в экспериментальной установке.

Литература

[1] Янышев Д.С., Быков Л.В., Молчанов А.М. Сеточные модели для решения инженерных теплофизических задач в среде ANSYS. Москва, URSS, 2018.

[2] Напалков Г.Н. Тепло-массоперенос в условиях образования инея. Москва, Машиностроение, 1983.

[3] Ansys Fluent Fluid Simulation Software. URL: https://www.ansys.com/products/fluids/ansys-fluent (дата обращения 10.08.2022).

[4] Охотников Д.И., Молочников В.М., Мазо А.Б., Малюков А.В., Гольцман А.Е., Саушин И.И. Вязкое течение в следе за круговым цилиндром близи стенки при умеренных числах Рейнольдса. Теплофизика и аэромеханика, 2017, т. 24, № 6, с. 897–907.

УДК 629.78.085

Численная оценка долговечности элемента газоотражателя при длительной эксплуатации стартового комплекса

Ярославцева Мария Михайловна lostgalaxy74@yandex.ru
филиал АО «ЦЭНКИ» НИИ стартовых комплексов им. В.П. Бармина

Рассмотрено исследование долговечности элементов стартового комплекса при циклическом воздействии высокотемпературной газовой струи. Представлен метод численной оценки ресурса конструкций стартового комплекса, подверженных газодинамическому воздействию при старте. По результатам проведенного анализа, определены особенности процесса термоциклического разрушения типового элемента газоотражателя. Предложен способ снижения термомеханических напряжений и деформаций за счет изменения конструктивных форм.

Ключевые слова: *стартовый комплекс, газоотражатель, численный анализ, циклическая прочность*

Газоотражатель, как элемент стартового комплекса, периодически подвергается экстремальным газодинамическим нагрузкам. Согласно ГОСТ Р 51282–99 [1] расчет на циклическую прочность проводится при числе циклов нагружения конструкции более 10^5 за весь срок ее эксплуатации. Однако, агрегаты и системы, подверженные высокотемпературному газодинамическому воздействию испытывают все признаки малоцикловой усталости. Если число запусков ДУ 1 ступени считать за циклы нагружений, то их количество окажется предельно малым ($n < 10^4$).

В процессе эксплуатации фиксируются обширные повреждения на газоотражателях. Повреждения со временем способствуют состоянию, при котором устройство начинает представлять опасность для ракеты космического назначения (РКН). Разрушение отражателя несет дополнительные финансовые убытки на капитальный ремонт конструкции и отсрочку окон запуска полезной нагрузки.

Оценка долговечности конструктивных элементов металлооблицовки на этапе проектирования, позволит снизить финансовые и трудовые затраты на внеплановый ремонт [2]. В связи с этим для точного прогнозирования срока службы изделия, необходимо разработать такую модель возникновения дефектов, позволяющую учитывать сложные условия термомеханического нагружения и другие факторы, такие как нелинейная циклическая деформация.

На сегодняшний день разработаны различные модели разрушения конструкционных сплавов при циклическом термомеханическом нагружении. В деталях со сложной геометрией и сложными условиями работы (газоотражатели, переходные блоки, патрубки подачи воды) не может быть точно найдено аналитически напряженно-деформированное состояние. В этом случае используется численный анализ с помощью метода конечных элементов. Поэтому, особый интерес представляют модели, которые можно использовать в численном трехмерном моделировании в программных комплексах. Одной из таких моделей поведения материала является комбинированная модель ползучести и усталости Шабоша (Chaboche) [3, 4]. Данная модель состоит из трех частей: определяющее соотношение упругопластичности, эволюцион-

ные уравнения центра поверхности текучести, критерий прочности поврежденного материала. В качестве критерия образования макротрещины выступает условие достижения величины поврежденности своего критического значения.

Анализ долговечности проводится для модельного двухскатного газоотражателя со сменной вершиной. Требуется определить количество циклов нагруженний газодинамической нагрузкой. Материал детали Сталь 20.

В программном комплексе ANSYS была построена конечноэлементная модель детали газоотражателя. Далее через модуль n'Code были заданы усталостные характеристики материала Сталь 20. Определено число циклов нагружения перед появлением макротрещины.

Дополнительно исследовалось влияние предварительного нагрева нижних холодных участков листов облицовки на усталость материала деталей.

Полученные результаты можно использовать для прогнозирования разрушения деталей газоотрожателей после определенного количества пусков. Использование данной методики в проектировании наземного технологического оборудования позволит повысить надежность деталей, подвергающихся газодинамической нагрузке.

Литература

[1] ГОСТ Р 51282–99. Оборудование технологическое стартовых и технических комплексов ракетно-космических комплексов. Москва, Изд-во стандартов, 1999, 36 с.

[2] Шаповалов Р.В., Ярославцева М. М. Анализ тенденций развития технологий монтажа теплозащитных покрытий газоотражателей пусковых устройств. Космонавтика и ракетостроение, 2021, № 6 (123), с. 134–144.

[3] Chaboche J.L. Continuous damage mechanics — a tool to describe phenomena before crack initiation. Nuclear Engineering and Design, 1981, vol. 64, pp. 233–247. DOI: https://doi.org/10.1016/0029-5493(81)90007-8

[4] Chaboche J.L. Constitutive equation for cyclic plasticity and cyclic viscoplasticity. International Journal of Plasticity, 1989, vol. 5, no. 3, pp. 247–302. DOI: https://doi.org/10.1016/0749-6419(89)90015-6

УДК 629.7.085

Требования к современным системам термостатирования на примере системы термостатирования на космодроме «Восточный» и ее модернизация

Ксенофонтова Екатерина Алексеевна Ksenofontova2806@mail.ru
Филиал АО «ЦЭНКИ» — НИИ стартовых комплексов имени В.П. Бармина

Клинков Владимир Валерьевич v.klinkov@russian.space
Филиал АО «ЦЭНКИ» — НИИ стартовых комплексов имени В.П. Бармина

Рассмотрены требования к современным системам термостатирования ракет космического назначения на примере воздушно-жидкостной системы обеспечения температурного режима на стартовом комплексе космодрома «Восточный». Освещена роль специалиста «Научно-исследовательского института стартовых комплексов им. В.П. Бармина» при техническом руководстве работами на воздушно-жидкостной системе обеспечения температурного режима и ее модернизации для обеспечения температурного режима космического аппарата «Луна-25». Представлено описание дополнительного комплекта оборудования, предназначенного для обеспечения температурного режима радионуклидного термоэлектрического генератора космического аппарата «Луна-25». Отмечена высокая актуальность работ связанных с разработкой аналогичных систем и основные проблемы технического сопровождения эксплуатации.

Ключевые слова: *стартовый комплекс, термостатирование, температурный режим, радионуклидный термоэлектрический генератор*

Необходимым условием функционирования любой системы является наличие определенного температурного режима. Электрическое и механическое оборудование работает надежно и эффективно в относительно узких диапазонах температур. Термостатирование — это процесс обеспечения требуемого температурного режима оборудования или его элементов в процессе функционирования. Для поддержания теплового режима чаще всего используются воздушные системы термостатирования, обеспечивающие подачу термостатирующего воздуха требуемой температуры и заданного расхода для отвода или подвода тепла [1]. Как к системе термостатирования в целом, так и ко всем составляющим ее агрегатам, предъявляются высокие требования: требования надежности, требования к сроку службы, эргономичности, ремонтопригодности и, в первую очередь, требования назначения, такие как расход термостатирующего воздуха, его температура, влажность и чистота [2]. Современные системы термостатирования ракет космического назначения (РКН) можно сравнить с системами обеспечения температурно-влажностного режима на предприятиях, в торговых центрах, складах и в современных многоквартирных домах. Однако высокая стоимость и важность запусков космических аппаратов (КА) ставит перед системами термостатирования повышенные требования к надежности и модернизируемости, с целью безусловного выполнения космических программ.

На космодроме «Восточный» для обеспечения температурного режима РКН «Союз-2» используется воздушно-жидкостная система термостатирования.

Конструктивно воздушно-жидкостная система обеспечения температурного режима (ВЖСОТР) включает в себя воздушный контур для обеспечения подвода термостатирующего воздуха к ракете носителю и сборочно-защитному блоку (СЗБ) и контур жидкого хладоноситетеля для обеспечения подвода хладоносителя с заданными параметрами в теплообменники космической головной части (КГЧ). Оба контура обслуживаются жидкостным оборудованием, в состав которого входят два независимых контура: водяной и антифризный. Структурно система включает три автономные линии обработки воздуха: линия подготовки и подачи воздуха в КГЧ, линия подготовки и подачи воздуха в межбаковые отсеки, приборный отсек блока А, хвостовой отсек блока III ступени и линия подготовки и подачи воздуха в хвостовой отсек блоков А–Д. В системе принята трехступенчатая схема обработки воздуха — водой, котельным конденсатом и антифризом.

Система оснащена контрольно-измерительными приборами (датчиками давления, температуры, влажности, расходомерами), которые позволяют контролировать технологический процесс и вести управление системой в период штатной работы, а также в период наладки, испытаний и при техническом обслуживании [3].

Управление ВЖСОТР происходит с помощью автоматизированной системы управления технологическим оборудованием.

В 2023 году с космодрома «Восточный» планируется провести запуск спускаемого космического аппарата «Луна-25». Реализация космической экспедиции «Луна-25» является важным шагом в освоении космического пространства [4].

Специалисты Научно-исследовательского института стартовых комплексов имени В.П. Бармина (НИИ СК) принимают участие в техническом руководстве при подготовке и пуске РКН «Союз-2» с космодрома «Восточный». Согласно руководящим документам, специалист НИИ СК при техническом руководстве должен принимать участие при решении следующих задач:

- контроль технического состояния изделий, выявления тенденций изменения технического состояния изделий и разработка практических мероприятий по обеспечению надежности изделий в пределах сроков, установленных заказчиком;
- разработка и внедрение мероприятий по совершенствованию конструкции изделий и их эксплуатационной документации;
- выявление недостатков в конструкции изделий и в эксплуатационной документации, определение характера неисправностей, причин их возникновения и принятие мер по их устранению;
- выявление рациональной системы технического обслуживания, оптимальной номенклатуры комплекта ЗИП и норм их расхода.

Одной из таких задач, при подготовке к запуску КА «Луна-25», является задача усовершенствования и адаптации ВЖСОТР для обеспечения теплового режима радионуклидного термоэлектрического генератора (РИТЭГ) из состава КА «Луна-25», отвечающего за обогрев аппаратуры, и радиаторов с системой теплопроводов, отвечающих за излучение избыточного тепла.

Для функционирования РИТЭГ КА должен быть соблюден узкий температурный режим, для обеспечения которого используется жидкостная система термостатирования. Жидкостной контур ВЖСОТР космодрома «Восточный» не позволяет обеспечить необходимые параметры температурного режима, указанные в требованиях к системе термостатирования РИТЭГ КА. В связи с этим возникла необходимость доработки ВЖСОТР в части увеличения точности регулировки и измерения температу-

ры хладоносителя потребляемого РИТЭГ КА. При участии специалистов НИИ СК была проведена доработка ВЖСОТР путем разработки и дооборудования системы комплектом оборудования температурного режима РИТЭГ КА. Данный комплект представляет из себя две моноблочные установки холодильно-нагревательные в передвижном исполнении, которые размещаются на мобильной башне обслуживания и подключаются к теплообменнику РИТЭГ после вертикализации РКН и наезда мобильной башни обслуживания на стартовую систему.

В декабре 2021 года комплект оборудования температурного режима РИТЭГ КА успешно прошел автономные испытания. После успешного прохождения комплексных испытаний комплект оборудования температурного режима РИТЭГ КА будет принят в эксплуатацию в составе системы ВЖСОТР, тем самым расширит ее функционал и подтвердит возможность доработок системы при появлении нестандартных задач термостатирования РКН.

Исходя из вышеизложенного можно сделать вывод, что системы термостатирования подобные той, что применяются на космодроме «Восточный», отвечают современным требованиям универсальности и модернизируемости, и на их основе можно разрабатывать системы термостатирования для новых перспективных ракет. Однако системы термостатирования, в числе систем обеспечивающих работу космодромов, продолжают развиваться, и запрос в квалифицированных специалистах, готовых поддержать разработку и эксплуатацию систем, является актуальной острой проблемой отрасли. Которая по мере возможности решается подготовкой специалистов в МГТУ им. Н.Э. Баумана. Но этого недостаточно, так как многие системы созданы в середине прошлого века и в отрасли есть острый дефицит специалистов, эксплуатирующих такие системы с момента создания, знающих все их слабые места, достоинства и недостатки. Оставшиеся в отрасли профессионалы, в силу своей загруженности, не всегда способны в полной мере передать знания молодым инженерам. И последним, для реализации своих трудовых задач, приходится тратить значительное количество времени на самостоятельное изучение конструкторской и эксплуатационной документации систем.

Литература

[1] Дядькин А.А., Симакова Т.В. Выбор устройств подачи термостатирующего воздуха в головные обтекатели ракет-носителей.Космическая техника и технологии, 2013, вып. 2, с. 66–71.

[2] Козлов В.В., Крылов П.В., Пискун Е.С. Анализ перспективных технологических схем подготовки воздуха в системах термостатирования стартовых комплексов. Инженерный журнал: наука и инновации, 2021, вып. 9. DOI: https://doi.org/10.18698/2308-6033-2021-9-2111

[3] Малоземов В.В. Тепловой режим космических аппаратов. Москва, Машиностроение, 1980, 232 с.

[4] Автоматическая межпланетная станция «Луна-25». URL: https://www.laspace.ru/ projects/ planets/luna-glob/ (дата обращения 25.11.2022).

УДК 629.7.085

Перевод на горючее «нафтил» систем заправочного оборудования стартового комплекса «Союз-2» на космодроме «Восточный»

Лобкова Анна Владимировна lobkovaav@student.bmstu.ru
Филиал АО «ЦЭНКИ» — НИИ стартовых комплексов имени В.П. Бармина

Лугин Александр Сергеевич lugin.alexander2017@yandex.ru
Филиал АО «ЦЭНКИ» — НИИ стартовых комплексов имени В.П. Бармина

Высокая технологичность имеющегося на космодроме «Восточный» оборудования, достигнутая путем применения современных технических решений для выполнения тактико-технических требований технического задания на создание стартового комплекса, позволяет производить требуемые модернизации в короткие сроки. В данном материале рассмотрен процесс доработки системы заправки керосином, системы заправки керосином блока III ступени, системы заправки «нафтилом» блока III ступени, системы охлаждения горючего, связанный с переводом стартового комплекса космического ракетного комплекса «Союз-2» на космодроме «Восточный» на горючее «нафтил». Описаны основные причины перевода. Проведено сравнение характеристик горючего «нафтил» РГ-1 с керосином Т-1. Отмечена актуальность темы, заключающаяся в возможности перевода систем заправочного оборудования стартового комплекса «Союз-2» на космодроме «Восточный» на заданный тип топлива.

Ключевые слова: *космодром, наземная космическая инфраструктура, горючее, заправка, ракета-носитель*

Одним из актуальных направлений развития отечественной космонавтики является не только создание новых стартовых комплексов ракет космического назначения, но и модернизация уже существующих [1]. Для запуска ракет-носителей (РН) на стартовом комплексе космического ракетного комплекса «Союз-2» (СК КРК «Союз-2») космодрома «Восточный» (на РН этапа 1а — на всех ступенях, на РН этапа 1б — на I и II ступнях) до недавнего времени использовался в качестве компонента топлива горючее — керосин Т-1.

В связи со снижением объема добычи нефти в Троицко-Анастасьевском месторождения ЗАО «Краснодарский НПЗ — Краснодарэконефть», прекратилось производство топлива Т-1. Альтернативой ему стало применение углеводородного горючего «нафтил» РГ-1, которое производится переработкой нефти различных месторождений [2–5]. Единственным производителем «нафтила» является Ангарская нефтехимическая компания, входящая в структуру Роснефти. Имея идентичные класс опасности и предел допустимой концентрации горючих в компонентах окружающей среды у обоих топлив, горючее «нафтил» отличается рядом преимуществ:

- удельный импульс выше, чем у керосина, что позволит увеличить вывод грузов на орбиты практически всех типов;
- отсутствие необходимости в кардинальных изменениях в конструкции ракет-носителей;

- рассматриваемое топливо является более экологичным, с меньшим количеством ароматических углеводородов, что снижает выбросы в атмосферу.

В связи с вышеизложенным Государственной корпорацией «Роскосмос» была определена необходимость модернизации КРК «Союз-2» под новый вид топлива.

В данной работе рассмотрена доработка систем заправочного оборудования стартового комплекса «Союз-2» на космодроме «Восточный».

Для перевода КРК «Союз-2» на горючее «нафтил» для заправки РН «Союз-2.1» этапов 1а и 1б было осуществлено дооборудование СК, а именно:

- системы заправки керосином блока III ступени (СЗК-И) (введением в состав системы комплекта оборудования подогрева «нафтила»);
- системы заправки керосином, системы заправки керосином блока III ступени (СЗК), системы заправки «нафтилом» блока III ступени РН «Союз-2.1» (СЗН-И) (в части подсоединении емкостей-хранилищ системы к оборудованию комплекта подогрева «нафтила»);
- системы охлаждения горючего (СОГ) (в части замены насосов для обеспечения заданных температурных параметров «нафтила» в емкостях-хранилища СЗК и СЗН-И).

Работы по выполнению поставленной задачи начались в октябре 2021 года. В декабре 2021 года проведены автономные испытания доработанных систем. Позднее за ними последовали комплексные летные испытания. 22 октября 2022 года был успешно произведен первый пуск РН «Союз-2.1» полностью на «нафтиле».

Проведен анализ технических характеристик заправочного оборудования до и после модернизации стартового комплекса. Улучшены температурные показатели системы при охлаждении горючего.

Литература

[1] Блинов В.Н., Иванов Н.Н., Сеченов Ю.Н., Шалай В.В. Ракеты-носители. Проекты и реальность. Омск, ОмГТУ, 2011, 380 с.

[2] Бакулин В.Н. и др., Яновский Л.С., ред. Энергоемкие горючие для авиационных и ракетных двигателей. Москва, Физматлит, 2009, 399 с.

[3] Проект технической документации по замене топлива Т-1 на горючее «нафтил» в космическом ракетном комплексе «Союз-2» на космодроме «Восточный». Самара, АО РКЦ «Прогресс», 2021, 47 с.

[4] Бармин И.В., ред. Технологические объекты наземной инфраструктуры ракетно-космической техники. Москва, Полиграфикс РПК, 2005, 416 с.

УДК 629.7

О постановке задачи по определению проектного облика космического ракетного комплекса сверхлегкого класса

Батиков Александр Александрович sanek_batikov@mail.ru
филиал АО «ЦЭНКИ» НИИ стартовых комплексов им. В.П. Бармина

Предложен методический подход к созданию космического ракетного комплекса сверхлегкого класса, позволяющий избежать ошибок при проработке его облика. Проведен анализ возможностей малых космических аппаратов и перспективы их применения. Сформирован перечень перспективных технологий проектирования, производства и эксплуатации для проработки и внедрения в жизненный цикл отечественной ракетно-космической техники.

Ключевые слова: *космический ракетный комплекс сверхлегкого класса, микроспутники, малые космические аппараты, ракета космического назначения*

Современные технологии при разработке и создании спутников позволяют обеспечить решение многих задач при сравнительно небольших габаритах и массе (всего 10–100 кг). Но в настоящее время в России не существует носителей, которые бы могли обеспечить эффективное и, главное, оперативное выведение такой полезной нагрузки.

Малые космические аппараты (МКА) — это закономерное развитие в сфере построения спутников, в котором можно выявить много положительных моментов, например, МКА относительно недороги, легко модифицируются для решения определенной задачи, создают меньше радиопомех, обеспечивают значительное увеличение оперативности получения потребителем данных наблюдения за счет создания необходимой по численности группировки малых аппаратов. Их применение способствует уменьшению рисков, связанных с запуском на орбиту и работой в космосе, снижая финансовые потери в случае отказа или утраты такого спутника [1].

Технологические МКА используются для отработки и демонстрации технологий, например, для отработки и сертификационных испытаний систем и узлов ракетно-космической техники. Научные МКА могут быть использованы для проведения исследований в области солнечной и космической физики, планетологии, астрономии и астрофизики, науки о Земле, космической биологии. С их помощью осуществляют исследование границ земной атмосферы, суточные и глобальные наблюдения земных процессов, которые изменяются в течение дня, исследование физико-химических свойств поверхности планет или их атмосфер, исследование выживания и адаптации организмов к космическому пространству (к микрогравитации и к высоким уровням радиации).

Также актуальность данной темы подтверждается следующими доводами, изложенными в статье [1]:

1. при групповых запусках срок запуска полностью определяется графиком готовности основной полезной нагрузки, и МКА, сколь бы он ни был ценен;
2. орбита запуска определяется тоже потребностями основного аппарата;

3. существуют технические ограничения — например, как правило, для попутных запусков не разрешается использовать на МКА так называемые «высокоэнергетические» устройства — химические ракетные двигатели, пиросредства, баллоны со сжатыми газами.

В этой связи проведен анализ отечественных проектов [2] по выведению малых и микро КА с использованием ракетоносителей (РН) сверхлегкого класса. Рассмотрены причины их закрытия до завершения проектирования или летных испытаний, результаты использования созданного (к моменту закрытия) отечественного научно-технического задела. Далее рассмотрен опыт зарубежных компаний в данном направлении и сформулированы предложения по совершенствованию используемого в отечественной практике механизма (правил) закрытия космических проектов до их логического завершения летными испытаниями.

На основе анализа отечественного рынка микроспутников [3] и их возможностей по решению широкого спектра целевых задач [4], предложен методический подход к формированию различных вариантов построения КРК сверхлегкого класса, который позволит избежать принятие ошибочных решений по закрытию проектов на стадии проектирования и сократить неэффективное использование финансовых средств, направляемых на создание новых КРК.

Кроме того, рассмотрен вариант возможного использования существующего научно-технического задела по боевым ракетным комплексам, для создания эффективных КРК для запуска малых КА.

Литература

[1] Пайсон Д. Малые спутники в современной космической деятельности. Технологии и средства связи, 2016, № 6, с. 64–69.

[2] Лин индастриа. URL: https://spacelin.ru/ (дата обращения 20.11.2022).

[3] СПУТНИКС. URL: https://sputnix.ru/ru/ (дата обращения 20.11.2022).

[4] Анпилогов В.Р. Эффективность низкоорбитальных систем спутниковой связи на основе малых космических аппаратов. Технологии и средства связи, 2015, № 4, с. 62–67.

УДК 629.7.08

Особенности проектирования технологического оборудования перспективных ракетно-космических комплексов сверхлегкого класса

Игрицкий Владимир Александрович igritsky_v_a@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Игрицкая Анна Юрьевна igritskayaayu@student.bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Малые космические аппараты, малые разгонные блоки и ракеты-носители сверхлегкого класса в настоящий момент стали одной из наиболее активно развивающихся частей ракетно-космической техники. При создании наземного технологического оборудования для подготовки к пуску элементов ракетно-космических комплексов сверхлегкого класса, принципы проектирования, принятые при разработке технологического оборудования для более тяжелых ракет космического назначения и их элементов подходят не в полной мере. Это происходит в связи с тем, что относительно малые масса и габариты элементов соответствующих ракет и космических аппаратов часто позволяют реализовать более надежные и менее затратные для соответствующего случая технологии подготовки к пуску, что, как представлено в докладе, уже частично реализуется в мировой практике. Показано, что для ракетно-космических комплексов сверхлегкого класса масса, габариты и стоимость самого технологического оборудования становятся менее важными при его проектировании по сравнению с эргономическими требованиями и обеспечением надежности проводимых операций. Также часто возникает возможность использования более высокой, чем обычно, заводской готовности элементов ракет космического назначения, использования мобильных и передвижных агрегатов вместо стационарных, а также отказ от использования мостовых кранов в пользу преимущественно бескрановых способов перегрузки и стыковки.

Ключевые слова: *технологическое оборудование ракетно-космических комплексов, ракета-носитель сверхлегкого класса, малый космический аппарат, малый разгонный блок*

Одним из актуальных направлений развития ракетно-космической техники является создание спутниковых систем, включающих до нескольких сотен микро- и наноспутников на низких околоземных орбитах. Как следствие, с целью возможности экономически эффективной замены вышедших из строя микроспутников актуальным стало создание ракетно-космических комплексов (РКК) сверхлёгкого класса (СЛК), не имевших до настоящего времени широкого распространения [1]. В качестве примера успешно эксплуатируемого комплекса такого класса можно привести РКК «Электрон» (США) [2]. В России также проводятся исследования в направлении создания малых разгонных блоков [3, 4] и ракет-носителей СЛК как на основе существующих метеорологических ракет [1], так и в рамках новых проектов [4].

Отличительной особенностью наземного технологического оборудования РКК СЛК являются масса и габариты существенно меньшие, чем у аналогичного оборудо-

вания, применяемого в составе РКК других классов, что создает предпосылки для изменения принципов проектирования такого оборудования. Так, например, в случае ракеты космического назначения (РКН) «Электрон» (США) космическая головная часть (КГЧ) может собираться уже на предприятии-изготовителе полезной нагрузки с помощью предоставляемых оператором пусковых услуг головного обтекателя и других элементов КГЧ [2] и далее в уже собранном виде транспортируется воздушным транспортом на значительные расстояния к месту пуска.

В этой связи представляется рациональным использовать следующие принципы проектирования наземного технологического оборудования РКК СЛК:

- приоритет надежности и безопасности проведения операций перед массой, габаритами и стоимостью оборудования;
- обеспечение более высокой, чем обычно принято, заводской готовности элементов РКН и наземного оборудования, вплоть до полного исключения работ с РКН на технической позиции;
- как следствие из предыдущего принципа — приоритет создания подвижных или передвижных элементов наземной космической инфраструктуры перед стационарными, что позволяет создавать их в заводских условиях, дает возможность перемещения оборудования в случае необходимости и уменьшает сроки развертывания комплекса;
- приоритет эргономических требований перед массовым и стоимостным совершенством технологического оборудования, поскольку на современном этапе развития ракетно-космической техники основная часть отказов связана с действиями персонала. В частности, относительно малые размеры элементов РКН СЛК позволяют в ряде случаев использовать при их обслуживании и подготовке к пуску временные рабочие места, предусматривающие работу сидя, что обеспечивает более устойчивое положение тела работающего и снижение риска повреждения элементов РКН вследствие неловких движений.

В связи с этим возможно более свободное, чем обычно предусматривается, перемещение элементов РКН СЛК в пространстве по высоте и углам поворота для обеспечения наиболее удобного доступа работающих к зонам этих элементов, в которых предусмотрено выполнение различных работ.

Для упрощения процессов выполнения соответствующих операций и улучшения показателей надежности и безопасности такого рода перемещений возможно использование специальных конструкций, таких как бондажные кольца и фланцы, которые вследствие относительно малых габаритов и массы элементов РКН СЛК могут оставаться пристыкованными к этим элементам со времени сборки на предприятии-изготовителе соответствующего элемента до завершающих этапов сборки и подготовки РКН.

Также улучшение показателей надежности РКН СЛК возможно за счет применения в технологическом оборудовании для подготовки этих РКН и их элементов приводов и конструкций оптимизированных с точки зрения уменьшения вредных ударных и вибрационных нагрузок, возникающих вследствие динамических процессов в наземном оборудовании при выполнении различных технологических операций.

В частности, для этого желательны:

- отказ от использования в технологическом процессе подготовки РКН приводов с чрезмерной податливостью, в частности мостовых кранов;
- использование приводов с плавным регулированием скорости от нулевого значения и ограничением действующих сил;

- конструктивное исключение опасных нагрузок при замыкании и размыкании различных соединений.

Перечисленные особенности приводят к тому, что технология работ и конструктивные решения, применяемые в наземном технологическом оборудовании РКК СЛК, во многих случаях должны существенно отличаться от аналогов, применяемых в РКК других классов. Поэтому, учитывая относительно небольшой имеющийся опыт создания РКК СЛК, актуальными являются дальнейшие исследования рациональных технологий подготовки к пуску и соответствующих им конструктивных решений элементов наземного технологического оборудования перспективных РКК СЛК.

Литература

[1] Матвеев Ю.А., Позин А.А., Шершаков В.М. Системные вопросы создания ракет-носителей сверхлегкого класса. Вестник «НПО имени С.А. Лавочкина, 2019, № 2/44, с. 37–43.

[2] Launch: Payload User Guide. Version 6.6. RocketLab. Available at: https://www.rocketlabusa.com/assets/Uploads/Payload-User-Guide-LAUNCH-V6.6.pdf (accessed December 10, 2022).

[3] Щеглов Г.А., Шаповалов А.В. Выбор двигательной установки перспективного малого разгонного блока. Инженерный журнал: наука и инновации, 2022, вып. 8. DOI: http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-8-2200

[4] Объявлены итоги первого конкурса концепций разгонного блока и РН СЛК. URL: http://nti-aeronet.ru/blog/2021/04/11/objavleny-itogi-pervogo-konkursa-koncepcij-razgonnogo-bloka-i-rn-slk/ (дата обращения 17.11.2022).

УДК 62-822

Моделирование работы гидропривода подъема установщика ракеты-носителя легкого класса

Кожевникова Екатерина Александровна Katerina0697090@yandex.ru
АО НПП «Радар ммс»

Гусев Андрей Вячеславович gusew.andre2010@yandex.ru
АО НПП «Радар ммс»

Рассмотрена математическая модель гидравлического привода подъема установщика ракеты-носителя космического назначения. В качестве примера рассматривается подъем ракеты-носителя Ангара 1.2. Производится выбор оптимальной кинематической схемы с учетом оптимизации значения начального угла приводного элемента. Математическая модель представляет систему дифференциально-алгебраических уравнений и описывает особенности совместного функционирования регулируемого насоса с двухступенчатым цилиндром.

Ключевые слова: *гидропривод, гидроцилиндры, ракета-носитель, аксиально-поршневые насосы, дифференциальное уравнение*

Подготовка к старту ракеты-носителя космического назначения является неотъемлемой и значительной по продолжительности и важности частью ее жизненного цикла. Транспортировка до пускового стола, подъем и установка ракеты-носителя на пусковой стол обеспечиваются специальными изделиями — установщиками. Из-за большой массы вертикализируемых изделий в качестве привода подъема в таких машинах применяется гидравлический привод объемного или дроссельного регулирования.

Тенденции развития ракетно-космической техники показывают потребность, наряду с тяжелыми ракетно-космическими системами, аналогичных систем легкого класса. В России одним их представителей семейства ракет-носителей. легкого класса является Ангара 1.2

Целью настоящей работы является создание математической модели гидропривода подъема смешанного объемно-дроссельного регулирования.

Такой вид регулирования дает возможность ограничить потребляемую приводом мощность за счет применения аксиально-поршневого насоса с регулятором мощности, при этом применение регулируемых сопротивлений с механической обратной связью — путевых дросселей, позволяет обеспечить торможение при подходе к крайним положениям, что позволяет применить его для установщика ракеты-носителя легкого класса типа Ангара 1.2.

В работе рассматривается математическая модель гидропривода подъема установщика ракеты-носителя (РН) легкого класса Ангара 1.2. В качестве привода используется привод с объемным регулированием, а в качестве исполнительного органа выступает двухступенчатый телескопический гидроцилиндр.

В статье [1] уже реализована математическая модель подъема и опускания груза. В ней дополнительными допущениями являлись отсутствие потерь давления в гидравлических магистралях привода, а также уравнения, описывающие регулирование насоса, представлены в кинематическом виде.

В текущей статье математическая модель дополнена сопротивлениями на элементах гидропривода. Модель насоса представлена в виде дифференциальных уравнений. Таким образом, система уравнений учитывает инерцию подвижных частей насоса. Системы уравнений решались с использованием метода Рунге-Кутта четвертого порядка.

Математическая модель, взятая из статьи [1], рассматривалась для отдельного объекта. В нашем случае необходимо подобрать кинематическую схему для РН Ангары 1.2.

Для выбора кинематической схемы необходимо рассчитать нагрузки, действующие на систему в процессе подъема ракеты космического назначения (РКН). При расчете нагрузок на систему учитывались момент силы тяжести и момент силы ветровой нагрузки [2, 3].

Затем проводится оптимизация выбора расположения точек крепления гидроцилиндра. Этот шаг необходим для снижения нагрузки от момента на приводной элемент. Данная задача решается за счет подбора плеча действия силы гидроцилиндра в начале и в конце подъема. В качестве критерия, который необходимо минимизировать, выступает начальный угол приводного элемента β. Методика расчета выбора данного угла подробно описана в статье [4].

Разработка математической модели гидропривода состоит из следующих шагов:

1. Разработка системы допущений.
2. Разработка расчетной схемы гидропривода.
3. Разработка математического описания элементов гидропривода.
4. Разработка математической модели гидропривода в целом.

Система уравнений имеет следующие допущения:

- инерция движения рабочей жидкости, а также эффекты, вызванные наличием присоединенных масс в подвижных элементах гидроагрегатов, не учитываются.
- РН рассматривается, как одномассовая система, вращающаяся относительно оси поворота. Момент инерции масс и масса груза являются известными параметрами системы.

Математическая модель учитывает следующие особенности системы:

- динамические характеристики подвижных элементов гидравлических регуляторов;
- сжимаемость рабочей жидкости [5];
- кинематические и динамические характеристики подвижных элементов [6];
- гидравлические характеристики внутренних каналов и местных сопротивлений, в том числе их демпфирующие свойства.

Математическая модель гидропривода в целом является совокупностью математических моделей его элементов, объединенных в соответствии с разработанной расчетной схемой с учетом принятых допущений. Математические модели имеют вид систем дифференциально-алгебраических уравнений и описывают процессы подъема РКН.

Особое внимание уделяется работе насоса. В гидроприводе применен регулируемый аксиально-поршневой гидронасос с регулятором постоянной мощности с негативным управлением [7]. При постоянной приводной частоте вращения, регулятор обеспечивает изменение рабочего объема гидронасоса и, как следствие, подаваемого объемного расхода рабочей жидкости, при изменении давления на входе в насос, за счет чего обеспечивается постоянная потребляемая мощность.

В качестве результатов представляются временные параметры работы гидропривода — давления, объемные расходы, скорости и ускорения, перегрузки, действующие на РН.

Разработанная таким образом математическая модель гидравлического привода позволяет:

- определить параметры функционирования гидропривода при действии различных внешних факторов;
- проводить численные эксперименты с целью определения конструктивных и настраиваемых параметров элементов гидропривода, обеспечивающих выполнение предъявляемы требований;
- проводить оптимизацию параметров гидропривода;
- исследовать зоны устойчивости гидропривода в целом.

Приведенные в работе математические модели и методология их построения могут быть применены при проектировании гидроприводов подъема и опускания дроссельного, объемного или смешанного регулирования различного назначения.

Литература

[1] Маштаков А.П., Гусев А.В., Кожевникова В.А. Математическое моделирование гидропривода подъема. ВОЕНМЕХ. Вестник БГТУ, 2022, № 1, с. 73–79.

[2] Игрицкий В.А. Оптимизационный расчет параметров гидравлического механизма подъема. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2012, 21 с.

[3] ОСТ 92–81. Агрегаты специального назначения. Нагрузка ветровая. Методика расчета. Москва, Изд-во стандартов, 1981, 53 с.

[4] Игрицкий В.А., Игрицкая А.Ю., Зверев В.А. Методика выбора параметров подъема установщиков и транспортно-установочных агрегатов ракет космического назначения. Инженерный журнал: наука и инновации, 2020, № 8, 4 с. DOI: https://doi.org/10.18698/2308-6033-2020-8-2005

[5] Башта Т.М., Руднев С.С., Некрасов Б.Б. и др. Гидравлика, гидромашины и гидроприводы. Москва, Машиностроение, 2008, 422 с.

[6] Идельчик И.Е. Справочник по гидравлическим сопротивлениям. Москва, Машиностроение, 1992, 672 с.

[7] Свешников В.К. Станочные гидроприводы: справочник. Москва, Машиностроение, 2008, 640 с.

УДК 629.7.08

Метод горизонтирования подъемно-установочного агрегата

Гусев Андрей Вячеславович gusew.andre2010@yandex.ru
АО «НПП «Радар ммс»

Маштаков Андрей Павлович mashtakovap@gmail.com
АО «НПП «Радар ммс»

Представлены результаты разработки алгоритма горизонтирования подъемно-установочного агрегата ракетно-космической системы. Приводятся основные математические зависимости и их развитие, позволяющие реализовать предлагаемый алгоритм горизонтирвоания по трехточечной схеме в специализированном программном обеспечении для гидравлического привода уменьшенной номенклатурой применяемых типовых регулирующих устройств.

Ключевые слова: *гидропривод, горизонтирование, подъемно-установочный агрегат, алгоритм, алгоритм горизонтирования, кинематическая схема, регулятор расхода*

Важным этапом подготовки ракеты-носителя к стану является процесс ее установки на пусковом столе в вертикальное положение. Для этих целей применяются подъемно-установочные агрегаты (ПУА), обеспечивающие не только подъем ракеты-носителя из транспортного горизонтального в рабочее вертикальное положение, но и установку на стартовый стол с требуемой точностью по угловому отклонению от вертикальной плоскости. Для этих целей ПУА оснащаются приводами горизонтирования, обеспечивающими установку контрольной плоскости ПУА и ракеты-носителя с требуемой угловой точностью относительно горизонта.

В настоящее время существует множество технических решений реализации приводов горизонтирования на четырех и более выдвижных опорах. Подробно обзор сущетвующих технических решений — как в области патентов, так и реализованых на практике рассмотрен в работе [1]. Согласно результатам исследования [2] трехточечная схема горизонтирования позволяет обеспечить высокую точность горизонтирования и при этом сократить продолжительность процесса горизонтирования при обеспечении горизонтирования в один этап.

Представленные в работе [2] математические зависимости описывают кинематику горизонтирования по трехточечной схеме и могут быть развиты для нахождения потребных для совмещения контрольной плоскости ПУА с плоскость. горизонта длин опор ПУА. При этом учитываются следующие конструктивные особенности механической системы ПУА-опоры:

- опоры жестко связаны с ПУА и всегда перпендикулярны контрольной плоскости (с известной точностью);
- опоры ПУА, установленные на грунт, при неизменной их длине имеют четыре степени свободы и имеют возможность поворота относительно точки опирания и плоскопараллельного перемещения в плоскости опирания.

В таком случае задача горизонтирования сводится к обеспечению увеличения длин опор ПУА на известную величину. При этом стоит учитывать, что входными

данными при горизонтировании являются две величины — угловое отклонение от горизонта в продольной и поперечной плоскости, а значит для обеспечения статической разрешимости задачи, математическая модель должна иметь две выходных искомых переменных — потребные длины двух опор.

Для обеспечения статической разрешимости задачи в работе приводится развитие зависимостей, описанных в [2], с использованием векторного описания взаимного углового положения контрольной и горизонтальной плоскости [3]. В результате показано, как по известным геометрическим параметрам расположения опор ПУА и угловому положению контрольной площадки можно определить длины опор, потребные для совмещения контрольной плоскости ПУА с горизонтом. В работе вводится понятие высоко расположенной опоры — опоры, выдвижение которой для обеспечения совмещения контрольной плоскости с плоскостью горизонта не требуется. В этом случае, при выдвижении двух других опор, осуществляется поворот ПУА относительно высоко расположенной опоры и, при известных потребных длинах выдвижения, совмещение контрольной плоскости и плоскости горизонта.

Описанные закономерности позволили разработать алгоритм, обеспечивающий реализацию поворота ПУА одновременно в продольной и поперечной плоскости при неизменной длине одной из опор. Приведенный алгоритм реализует описанные в [2] зависимости и, на основе данных о геометрическом расположении опор ПУА, позволяет путем относительно не сложных вычислений, определить требуемые длины выдвижения опор. Однако, в случае с ПУА или другой техникой, работающей на открытом воздухе в условиях воздействия пыли, грязи и ряда механических факторов (камни, удары при эксплуатации), реализация надежной системы измерения длины опоры является не простой инженерно-технической задачей.

Описанный алгоритм может быть реализован для гидропривода с исполнительными элементами, обеспечивающими подачу контролируемой или известной величины объемного расхода рабочей жидкости в опоры. Такими устройствами могут быть нерегулируемые [4] или регулируемые регуляторы потока [5, 6]. В этом случае можно перейти от сложно регистрируемой величины хода опоры к регистрации продолжительности подачи рабочей жидкости в гидравлическую полость опоры. В этом случае, зная величину объемного расхода и геометрические параметры гидравлической полости опоры, можно определить скорость выдвижения и, контролируя время выдвижения, определить момент остановки, соответствующий требуемой длине выдвижения. Для учета динамических явлений, погрешностей определения геометрических параметров, в алгоритм введены коэффициенты, которые позволяют, путем их корректировки, обеспечить его настройку под конкретное изделие.

В настоящий момент разработанный алгоритм прошел верификацию путем имитационного моделирования гидропривода горизонтирования. Также, на основе разработанного алгоритма реализована программная часть ПО привода горизонтирования.

Таким образом, разработанный алгоритм горизонтирования может быт реализован в приводе горизонтирования ПУА. При этом обеспечивается относительное упрощение самого гидропривода за счет снижения номенклатуры используемых регулирующих устройств, и снижение продолжительности процесса горизонтирования за счет реализации горизонтирования в один этап.

Литература

[1] Храмов Б.А., Гусев А.В. Перспективы развития гидравлических приводов горизонтирования. Инновационный арсенал молодежи. VII МНТК: сб. тр. Санкт-Петербург, БГТУ «ВОЕНМЕХ», 2016.

[2] Гусев А.В., Храмов Б.А. Проблематика проектирования современных приводов горизонтирования мобильных грузовых платформ. IV Всеросс. науч.-техн. конф. молодых ученых и специалистов: сб. тр. КБСМ, 2017.

[3] Карчевский Е.М., Карчевский М.М. Лекции по линейной алгебре и аналитической геометрии. Казань, Казанский университет, 2012, 352 с.

[4] Гусев А.В., Храмов Б.А. Исследование динамических характеристик трехлинейного регулятора расхода. Вестник Концерна ВКО «Алмаз – Антей», 2019, № 1. DOI: https://doi.org/10.38013/2542-0542-2019-1-91-97

[5] Свешников В.К. Гидрооборудование: Международный справочник. Книга 2. Гидроаппаратура: Номенклатура, параметры, размеры, взаимозаменяемость. Москва, Техинформ. МАИ, 2002, 508 с.

[6] Васильченко В.А. Гидравлическое оборудование мобильных машин. Справочник. Москва, Машиностроение, 1983.

УДК 53.082.14

Измерение стабильности углового положения фундаментов

Сайпулаев Муса Русланович saypulaevmr@mail.ru
филиал АО «ЦЭНКИ» НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

Ермолаев Даниил Сергеевич Ermolaevd8@yandex.ru
филиал АО «ЦЭНКИ» НИИ ПМ им. академика В.И. Кузнецова

Рассмотрена возможность применения датчика отвесной линии для измерения стабильности углового положения фундамента. Задача измерения отклонений горизонтальных поверхностей с высокой точностью является особенно важной на объектах специального назначения. Исследуется вопрос применимости датчиков отвесной линии, используемых в комплексе командных приборов в ракетно-космической отрасли, в задаче отслеживания горизонтального положения основания, на котором крепится датчик отвесной линии. По результатам испытаний сделан вывод, что датчик отвесной линии является перспективным решением задачи отслеживания стабильности положения основания и позволяет проводить измерения с высокой точностью.

Ключевые слова: *датчик отвесной линии, отслеживание горизонтального положения, отклонение фундамента, вибрации*

Задача определения отклонения фундамента от горизонтального положения с высокой точностью является актуальной и особенно важной при строительстве объектов специального назначения [1]. При этом измеряются такие параметры как: угловое положение, стабильность углового положения (дрейф).

В настоящее время решение этой задачи проводится с помощью датчиков уровня различного типа: ртутные уровни, пузырьковые уровни [2] и маятниковые уровни [3]. Датчики отвесной линии относятся к маятниковым уровням. Так, например, электронный уровень модификации М-050-03 с маятниковым механизмом производства ИМЦ «Микро» имеет следующие характеристик точности: диапазон измерений — ±310"; дискретность отсчета — 0,1"; погрешности измерений — от 0,4" до 1,0".

Предлагается рассмотреть возможность использования датчика отвесной линии, применяемого в комплексе командных приборов в ракетно-космической отрасли, для определений отклонения фундамента от горизонтального положения с высокой точностью по двум направлениям.

Датчик отвесной линии (далее ДОЛ) представляет собой двухосный электрический маятниковый указатель вертикали, который реагирует на наклоны корпуса прибора относительно вектора местной вертикали. Электрические сигналы, выдаваемые ДОЛ, характеризуют величины и направление наклона корпуса прибора относительно двух ортогональных осей.

Одной из основных составляющих ДОЛ является электропроводящая жидкость, заполняющая внутреннюю полость.

ДОЛ, разработанный в НИИ ПМ, позволяет определять угол отклонения от вертикального положения с точностью 0,1" за сутки [3,4]. Основные характеристики: порог чувствительности — 0,01" [4].

Указанное значение точности отклонения показывает, что использование ДОЛ [3] позволит в 4 раза увеличить точность измерения наклона фундамента по сравнению с результатами, полученными при помощи уровня М-050-03.

Помимо этого, к достоинствам ДОЛ разработки НИИ ПМ относятся двухкомпонентное измерение наклона основания, высокая стабильность, а также производство прибора на отечественной компонентной базе.

Для того чтобы измерить дрейф фундаментов используемых в испытаниях гироскопических приборов в НИИ ПМ было собрано экспериментальное мобильное рабочее место. Полученные результаты показали, что все фундаменты удовлетворяют требованиям по медленно меняющимся уходам, записанным в технической документации на приборы. При этом максимальная величина ухода за 12 часов в среднем составила 1,16"; микросейм в среднем составил 0,24".

По результатам измерений дрейфа фундаментов с помощью ДОЛ сделан вывод о том, что датчик отвесной линии является перспективным решением задачи отслеживания стабильности горизонтального положения основания и позволяет проводить измерения с требуемой точностью. Таким образом, ДОЛ можно использовать при измерениях стабильности фундаментов и оснований на объектах строительства.

Литература

[1] СП 50-101–2004. Свод правил по проектированию и строительству. Проектирование и устройство оснований и фундаментов и зданий и сооружений. Москва, ФГУП ЦПП, 2020, 248 с.

[2] Голованов С.А. Указатель горизонтальной плоскости. Патент № RU 121363 U1 Российская Федерация, 2012, бюл. № 29, 11 с.

[3] Курносов В.И. Способ определения отклонения объекта от вертикального положения. Патент № RU 2075729 C1 Российская Федерация, 1989, 8 с.

[4] Гироскопические приборы. Москва, РЕСТАРТ, 2007, 48 с.

УДК 629.7.085

Применение мембранных и парокомпрессионных технологий в двухступенчатой схеме осушения системы термостатирования стартового ракетного комплекса

Крылов Пётр Владимирович peter_krylov@list.ru
Филиал АО «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» – НИИ СК

Бармин Игорь Владимирович barminkbom@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Козлов Владимир Владимирович vladimir.kozlov@enecon.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Михайлова Ирина Петровна irulinapetrovna@gmail.com
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Цель исследования — провести анализ степени снижения энергопотребления воздушной системы обеспечения температурного режима стартового комплекса с помощью включения в схему двуступенчатого блока осушения из парокомпрессионной холодильной машины и мембранных осушителей. Рассмотрена система термостатирования, спроектированная для обеспечения работы с перспективной ракетой-носителем тяжелого класса. Описаны существующие методы мембранного осушения с соответствующими конструкциями мембранных модулей и наиболее перспективными к применению на стартовых комплексах моделями. Научная новизна работы заключается в разработке принципиальных схем систем термостатирования с использованием одновременно принципов парокомпрессионной холодильной машины и половолоконных мембран.

Ключевые слова: *космодром, наземная космическая инфраструктура, стартовый комплекс, воздушная система обеспечения температурного режима, воздушная холодильная машина, осушение, мембрана*

Введение

Одной из основных задач совершенствования современной техники является повышение технологичности и снижение энергопотребления существующих решений в тех или иных сферах. Подобные тенденции наблюдаются в том числе и в вопросах подготовки и осушения воздуха на стартовых комплексах.

В настоящее время в рамках ужесточения коммерческой конфронтации на мировом рынке космических услуг и космонавтики проявился отчетливый интерес ведущих космических агентств по экономической оптимизации ценообразования космических пусков с помощью повышения их технологичности и снижения расходной базы снижением пассивных и активных затрат. Подобные затраты возникают при проектировании, изготовлении, монтаже, испытаниях и дальнейшей эксплуатации всех технологических и технических систем стартового комплекса. Одной из основополагающих технологических систем является система термостатирования стартового комплекса. Существующие системы термостатирования стартовых комплексов обладают высокой энергоемкостью и технологической сложностью обеспечения режима в случаях подготовки потоков воздуха с высокими расходами и требуемой степенью

осушения. Узлы подготовки воздуха состоят из крупных многоступенчатых компрессорных и турбодетандерных блоков, а также каскадов теплообменников. Все вышеперечисленное оборудование (на примере проектирования СК «Ангара-А5» на космодроме Восточный) имеет огромное энергопотребление, обеспечение которого требует специальных проектировочных решений касательно поиска дополнительных источников энергии и способов их подключения. Эту проблему может решить применение современных технологий мембранного осушения в схеме системы. Использование современных мембранных схем и технологий позволяет обеспечить более высокую степень осушения потока воздуха, благодаря чему процесс получения заданной влажности воздуха в системе термостатирования на стартовом комплексе может быть реализован менее энергозатратным и более технологичным, что в свою очередь на сегодняшний день является одним из наиболее актуальных направлений в совершенствовании данных систем.

Методы и принятые допущения

В качестве примера рассматривается рабочий режим системы термостатирования, использующей для охлаждения и осушения потока воздуха цикл воздушной холодильной машины [1]. При давлении 1,0 МПа и температуре +3 °С на входе в объект термостатирования влагосодержание воздуха должно составлять не более 0,3 г/кг сухого воздуха, что соответствует относительной влажности около 100 % при давлении 1,0 МПа. Влажный воздух рассматривается как двухкомпонентная смесь влаги и сухого воздуха, процесс осушения в мембранном осушителе проходит изотермически.

Традиционная схема осушения

Традиционная технологическая схема ВСОТР представлена на рис. 1.

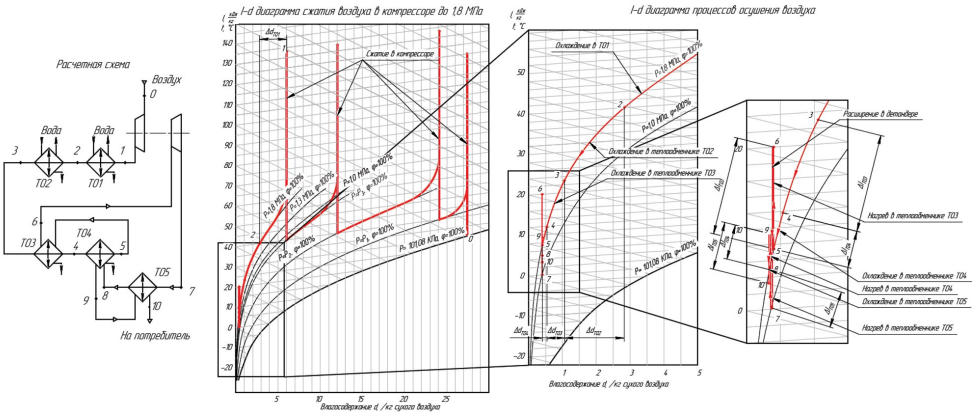


Рис. 1. Традиционная технологическая схема ВСОТР с каскадом теплообменников и процессы осушения на i-d диаграмме влажного воздуха для переменных давлений

Детандер в данной системе, помимо охлаждения потока воздуха за счет расширения до рабочего давления ВСОТР 1,0 МПа, обеспечивает осушение методом конденсации в теплообменниках ТО3 и ТО4 до заданного остаточного влагосодержания.

Поток воздуха сжимается в компрессоре до 1,8 МПа и охлаждается в каскаде теплообменников сначала оборотной водой, а на более низком температурном уровне с

помощью холодного обратного потока воздуха после его расширения в детандере (точка 7 на рис. 1). На выходе из ВСОТР после расширения до давления 1,0 МПа влагосодержание воздуха соответствует температуре точки росы не ниже +3°С (точка 10 на рис. 1). Очевидно, что дальнейшее снижение влагосодержания воздуха за счет конденсации невозможно из-за перехода при температуре ниже 0 режима конденсации в режим инееобразования [2].

Существенным недостатком конденсационного осушения сжатого воздуха является известное явление туманообразования над поверхностью охлаждения в теплообменниках, возникающее за счет перехода состояния влажного воздуха в зону пересыщения. Данное явление снижает эффективность подготовки воздуха в системе, повышает реальные параметры влажности над заданными расчетными [3]. Эффективная работа традиционной схемы подготовки воздуха, представленной на рис. 1, в значительной степени зависит от стабильности режимных параметров и поддержания минимальных температурных напоров в теплообменниках-осушителях [2–4].

Таким образом, перечисленные выше проблемы накладывают объективные ограничения на возможность повышения степени осушения воздуха в ВСОТР на базе воздушных холодильных машин, что вызывает необходимость модернизации технологических схем подготовки воздуха.

Схема осушения с мембранными блоками и ПКХМ

Более привлекательными для обеспечения стабильности параметра влагосодержания на выходе ВСОТР могут быть технологические схемы с мембранными осушителями. Применение мембранных осушителей в комплексе с ПКХМ позволяет избавиться от детандерной ступени и заменить четырехступенчатый компрессор на менее энергоемкий трехступенчатый. Технологическая схема доработанной системы представлена на рис. 2.

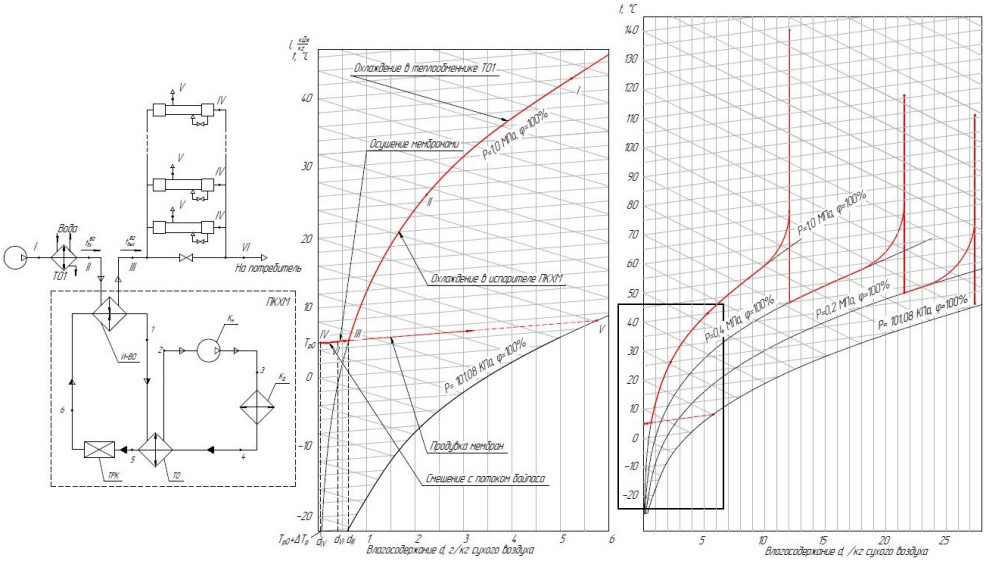


Рис. 2. Технологическая схема ВСОТР с ПКХМ и мембранными осушителями и процессы осушения на i-d диаграмме влажного воздуха для переменных давлений

ПКХМ устанавливается в качестве первой ступени осушения воздуха методом конденсации при охлаждении до температуры +5 °С. Такой режим ПКХМ позволяет использовать холодильную машину, избегая ее переохлаждения с последующей необходимостью ее разморозки.

Для расчета рабочего режима в расчетах используются в качестве исходных данных расход сжатого термостатируемого воздуха G = 17500 кг/ч, температура наружного воздуха $t_н$ = 25 °С, температура входящего в воздухоохладитель воздуха (начальная температура термостатируемого воздуха) $t_{вх}^{ВО}$=25 °С, температура выходящего из воздухоохладителя воздуха (конечная температура термостатируемого воздуха) $t_{вых}^{ВО}$= 5 °С, давление сжатого воздуха, поступающего на воздухоохладитель p = 11 атм. В качестве рабочего тела (хладагента) используется фреон R12. Тогда значение изменение температуры на воздухоохладителе составит $\Delta t = t_{вх}^{ВО} - t_{вых}^{ВО} = 25$ °С -5 °С $= 20$ °С. Значения и характеристики полученного рабочего режима ПКХМ представлены на диаграмме Молье на рис. 3 и в таблице.

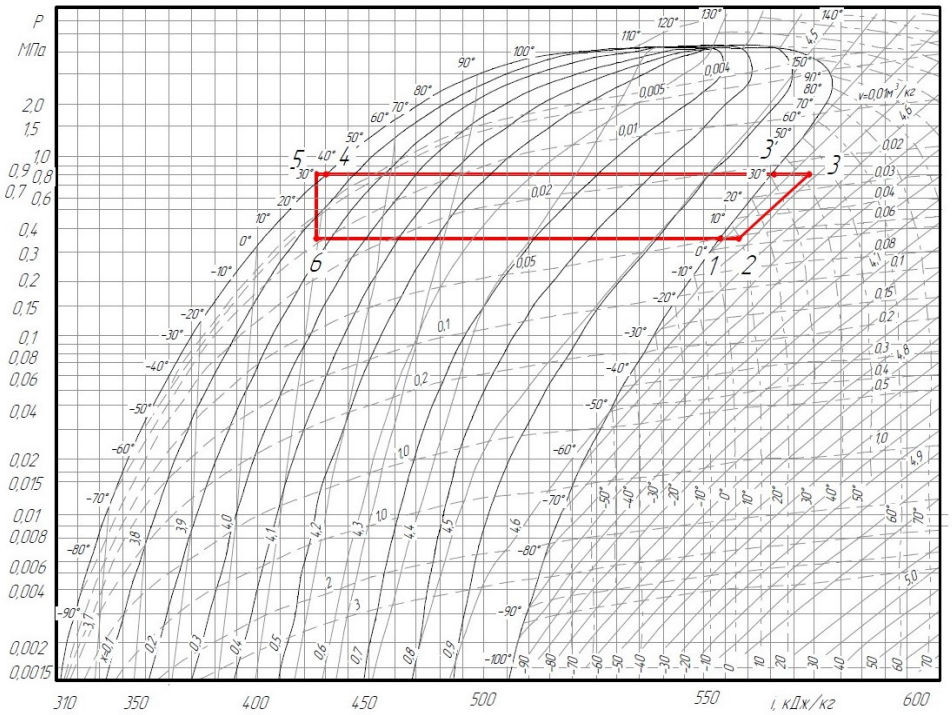


Рис. 3. Процессы рабочего цикла ПКХМ при предварительном осушении воздуха

Значения параметров узловых точек цикла ПКХМ

Точки	1	2	3	4	5	6
t, °С	5	10	42	35	31	5
i, кДж/кг	554	558	573	432	426	426
p, МПа	0,35	0,35	0,8	0,8	0,8	0,35
S, кДж/(кг·К)	4,557	4,575	4,575	–	–	–

На основе полученных данных рабочего режима ПКХМ были проведены теплофизические расчеты и определена потребляемая мощность ПКХМ (мощность электродвигателя компрессора ПКХМ), которая составила:

$$N_{KM} = \frac{G_a(i_3 - i_2)}{\eta_i \cdot \eta_M \cdot \eta_K M} = \frac{2728(573-558)}{0{,}9 \cdot 0{,}9 \cdot 0{,}95} = 53177 \text{ кДж} = 14771 \text{ Вт} = 14{,}8 \text{ кВт}, \quad (1)$$

где $G_a = \frac{c_p \cdot G \cdot \Delta t}{i_1 - i_6} = \frac{1{,}005 \cdot 17500 \cdot 20}{128} = 2728$ кг/ч – массовый расход хладагента, циркулирующего в машине; $\eta_i = \frac{T_0 T_k}{=} 0{,}9$ – индикаторный КПД холодильного ра; $\eta_м = 0{,}9$ – механический КПД; $\eta_i = 0{,}95$ – КПД электродвигателя; $c_p = 1{,}005$ кДж/(кг·К) – удельная молярная теплоемкость воздуха.

Блок мембранных осушителей обеспечивает окончательное осушение потока воздуха до требуемой точки росы. Поскольку мембранные осушители имеют невысокую пропускную способность, блок мембранного осушения представляет собой несколько осушителей, установленных параллельно.

Мембранные осушители имеют возможность осушить поток до точки росы значительно ниже требуемой потребителем. В конструкции устанавливается байпас с возможностью регулирования расхода потока через него, который обеспечивает возможность регулирования конечного значения влажности потока, избежания его чрезмерного осушения и оптимизации потерь на продувку мембран за счет повышенной точности настройки рабочего режима потока. Расчетная схема блока мембранных осушителей представлена на рис. 4.

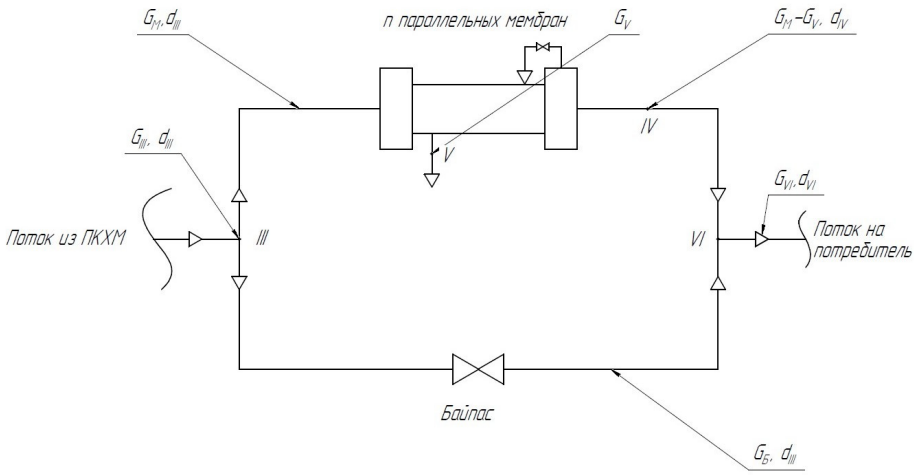


Рис. 4. Расчетная схема системы с байпасом

Для оценки фактических потерь, как доли потерянного сжатого воздуха компрессора на продувку мембран *S*, рассмотрен массовый баланс потоков влажного и сухого воздуха:

$$G_2 = G_Б + G_М = G_4 + G_5, \quad (2)$$

где G_2 – массовый расход воздушного потока на выходе из концевого охладителя компрессора (точка 2), кг/с; G_4 – массовый расход потока воздуха на входе в детандер (точка 4), кг/с; G_5 – массовый расход воздуха на продувку мембраны (точка 5); $G_Б$ – массовый расход потока воздуха на байпасе, кг/с; $G_М$ – массовый расход воздуха на входе в мембрану.

Массовый баланс влаги при смешении потоков в точке 4 (перед детандером) выражается следующей формулой

$$(G_M - G_5)(d_4 - d_3) = G_5(d_2 - d_4), \quad (3)$$

где d_4 = 0,3 – влагосодержание потока на выходе из системы, определяемое техническим заданием, г/кг; d_3 – влагосодержание потока на выходе из мембранного блока (параметр мембранного осушителя), г/кг; d_2 = 1,75 – влагосодержание потока до мембранного блока (соответствует исходным данным влагосодержания воздуха после концевого охладителя компрессора), г/кг.

Тогда доля потока, направляемая на байпас $x_Б$ будет определяться по формуле

$$x_5 = \frac{G_5}{G_2} = \frac{(d_4-d_3)(1-S_M)}{d_2-d_3-S_M(d_4-d_3)}, \quad (4)$$

где $S_M = \frac{G_5}{G_M}$ – потери потока на продувку мембраны (параметр мембранного осушителя).

Значения d_2, d_3 и d_4 определяются согласно диаграмме, изображенной на рис. 3 с учетом известных значений ΔT_P и T_{P0} (значение точки росы после концевого охладителя компрессора).

Таким образом, доля фактических потерь S на продувку мембран, возникающих в схеме с байпасом, будет определяться по следующей формуле:

$$S = \frac{G_5}{G_2} = S_M \frac{G_M}{G_2} = S_M(1 - x_E) = S_M \frac{d_2-d_4}{d_2-d_3+S_M(d_3-d_4)}, \quad (5)$$

Количество параллельно соединенных мембранных модулей n определяется по формуле

$$n = \frac{Q_M}{Q_{Mi}} = \frac{Q_T(1-x_5)}{Q_{Mi}(1-S)}, \quad (6)$$

где $Q_Т$ – объемный расход потока воздуха на потребитель, определяемый техническим заданием, нм^3/ч; Q_{Mi} – объемный расход одного мембранного модуля, нм^3/ч; $Q_М$ – объемный расход мембранного блока, нм^3/ч.

Согласно расчетной схеме и характеристикам мембранных осушителей из открытых источников, при осушающей способности мембранного осушителя понизить точку росы на –32 °С и потерях в 10 % от входного расхода на продувку мембраны, доля потока на байпасе составит около 40 %, а суммарные потери на продувку в расчетной схеме около 6 %. При пропускной способности одной мембраны около 500 нм^3/ч, потребуется установка 20 параллельных осушителей [5].

На основе полученных значений был подобран трехступенчатый компрессор, способный обеспечить подачу сжатого воздуха давлением 1,0 МПа с расходом

260 нм^3/мин [6]. Данная модель компрессора имеет потребляемую электрическую мощность 1800 кВт, в то время как потребляемая мощность исходного четырехступенчатого компрессора составляла 2500 кВт.

Заключение

Таким образом, несмотря на повышение расхода потребляемого компрессором воздуха из-за возникающих потерь на обдувку мембранных осушителей, с учетом данных потерь и энергопотребления ПКХМ, суммарное энергопотребление доработанной системы с мембранными осушителями будет на 25 % ниже системы, работающей по традиционной схеме, что приводит к значительному снижению эксплуатационных расходов.

Разработанный в рамках данной работы проект блока осушения воздуха системы термостатирования обеспечивает возможность получения осушенного воздуха в широком диапазоне характеристик расхода и влагосодержания методом двойного регулирования режима: за счет изменения доли потока в байпасе и изменения доли дренажного потока мембранного блока. Данный метод регулирования также обеспечивает возможность точной настройки требуемого режима, что в свою очередь приводит к повышению технологичности и снижению излишних затрат энергии.

Проведенный обзор и анализ существующих мембранных технологий и технических средств на отечественном рынке раскрывает возможные пути их применения и адаптации к реалиям и задачам систем термостатирования стартовых комплексов. Характеристики зарубежных моделей мембранных осушителей и известная практика их применения в системах подготовки и осушения сжатого воздуха подтверждают возможность и перспективность применения подобных разработок в воздушных системах обеспечения температурного режима космодромов.

Литература

[1] Козлов В.В., Крылов П.В., Пискун Е.С. Анализ перспективных технологических схем подготовки воздуха в системах термостатирования стартовых комплексов. Инженерный журнал: наука и инновации, № 9, 2021. DOI: https://doi.org/10.18698/2308-6033-2021-9-2111

[2] Kozlov V.V., Shadrin V.S., Podchufarov A.A. Express analysis of technological processes of compression and drying of wet air at the stages of design and operation of compressor stations. AIP Conference Proceedings 2019, vol. 2141, art. no. 030029. DOI: https://doi.org/10.1063/1.5122079

[3] Козлов В.В. Эффективность работы осушителей сжатого воздуха конденсационного типа. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение, спец. вып. «Вакуумные и компрессорные машины и пневмооборудование», 2011, с. 132–137.

[4] Александров А.А., Бармин И.В., Денисов О.Е., Чугунков В.В. Инновационные направления в развитии и эксплуатации наземной космической инфраструктуры технических комплексов космодромов. Инженерный журнал: наука и инновации, 2018, № 5. DOI: https://doi.org/10.18698/2308-6033-2018-5-1765

[5] Пискун Е.С., Козлов В.В. Экспериментальное исследование влияния величины дренажного потока на эффективность мембранного осушителя компрессорной установки. Будущее машиностроения России. XII Всероссийская конференция молодых ученых и специалистов (с международным участием): сб. докладов. Москва, 2019, с. 574–577.

[6] Хисамеев И.Г., Максимов В.А., Баткис Г.С., Гузельбаев Я.З. Проектирование и эксплуатация промышленных и центробежных компрессоров. Казань, Фэн, 2010, 42 с.

УДК 629.46

Железнодорожный вагон нового поколения для транспортирования изделий ракетно-космической техники

Щелин Владимир Владимирович schvv82@yandex.ru
АО «Центральное конструкторское бюро транспортного машиностроения»
Захаров Роман Александрович yana.shelina@yandex.ru
АО «Центральное конструкторское бюро транспортного машиностроения»
Рейдин Павел Викторович gaganana519@gmail.com
АО «Центральное конструкторское бюро транспортного машиностроения»

Рассмотрен специальный железнодорожный вагон для транспортирования изделий ракетно-космической техники. В конструкции вагона применена подвижная хребтовая балка с увеличенным ходом, обеспечивающая защиту грузов от продольных ударных воздействий, и тележки модели 18-9965 с улучшенными динамическими показателями. Приведены результаты теоретических и экспериментальных исследований продольной и вертикальной динамики вагона в сравнении с «классическим» грузовым вагоном без подвижной хребтовой балки на тележках модели 18-100.

Ключевые слова: *железнодорожный вагон, вертикальная динамика вагона, продольная динамика вагона, транспортирование грузов*

С начала освоения космоса железнодорожный транспорт был и остается основным средством доставки изделий ракетно-космической техники (РКТ) от заводов-изготовителей до стартовых комплексов. АО «ЦКБ ТМ» более 60 лет специализируется на создании специальных железнодорожных вагонов для транспортирования изделий РКТ. Вагоны, предназначенные для транспортирования первых ракет, были переоборудованы из вагонов общепромышленного назначения, что позволило решить государственную задачу в сжатые сроки. Дальнейшее бурное развитие ракетно-космической промышленности (РКП) предопределило развитие специального железнодорожного транспорта. АО «ЦКБ ТМ» был разработан модельный ряд унифицированных базовых вагонов, обеспечивающих потребности РКП того времени как по номенклатуре транспортируемых грузов, так и по защите от внешних механических воздействий.

Анализируя современные потребности РКП и состояние инфраструктуры ОАО «РЖД», а также возможные аварийные ситуации, возможность которых при транспортировке нельзя исключить, специалистами АО «ЦКБ ТМ» был разработан вагон, отвечающий повышенным требованиям к сохранности транспортируемых грузов.

Вагон представляет собой цельнометаллический грузовой вагон. Внутри вагона может быть установлена система термостатирования, пожаротушения, газоанализа. Для удобства погрузки-выгрузки грузов вагон оборудуют рамой передвижной. С целью защиты изделий РКТ от продольных ударных воздействий вагон оборудован подвижной хребтовой балкой. Основные конструкторские решения при проектировании подвижной хребтовой балки были отработаны при разработке целого спектра различных железнодорожных вагонов [1].

Одной из особенностей вагона является применение в качестве центрального амортизатора подвижной хребтовой балки длинноходового эластомерного аппарата с максимальным ходом 700 мм. Предварительная расчетная оценка показала, что разработанная система амортизации позволяет обеспечить при соударении вагона с относительной скоростью 22 км/ч с вагоном-бойком массой 90 т продольные ускорения, не превышающие 3g в диапазоне частот от 0 до 20 Гц. Отличия расчетных и экспериментальных данных не превышает 10 %. Коэффициент продольной динамики грузового вагона в среднем в 2 раза больше.

Следует отметить, что вагоны (платформы) общепромышленного назначения (парка операторских компаний) оборудованы фрикционными поглощающими аппаратами и способны обеспечить продольные инерционные воздействия равные 3g при нештатных ситуациях – соударениях не более 8 км/ч при условии подтвержденных характеристик амортизирующих устройств (поглощающих аппаратов).

В качестве ходовых частей в вагоне применены тележки модели 18-9965 ГОСТ Р 58720 с максимальной осевой нагрузкой 22 тс (215,8 кН), предназначенные для специального подвижного состава грузового типа. Тележка модели 18-9965 разработана АО «ЦКБ ТМ» (Россия, г. Тверь) и представляет собой двухосную тележку с улучшенными показателями плавности хода. От типовых тележек она отличается гибкостью рессорных комплектов, применением гидравлического и фрикционного демпферов вертикальных и горизонтальных колебаний соответственно, диагональными связями боковых рам, а также конструкцией сварных надрессорных балок и боковых рам. Вертикальная жесткость рессорного подвешивания тележки составляет 11 368 кН/м. Использование в качестве гасителей вертикальных колебаний гидравлических демпферов позволяет достичь более стабильной работы рессорного подвешивания тележки во всем скоростном диапазоне движения.

В программном комплексе «Универсальный механизм» был выполнен сравнительный анализ динамической нагруженности обрессоренных частей вагонов, оборудованных тележками модели 18-100 по ГОСТ 9246 и 18-9965 по ГОСТ Р 58720 соответственно, при движении в прямом участке пути с учетом неровности путевой структуры и скорости следования (движения) по методике [2]. В процессе моделирования получены среднеквадратичные значения (СКЗ) вертикальных ускорений в заданных частотных диапазонах. Уровень СКЗ вертикальных ускорений обрессоренной части вагона, оборудованного тележками модели 18-9965, ниже уровня полученного на вагоне с ходовой частью в виде тележки модели 18-100, во всем скоростном диапазоне движения.

Расчетные результаты подтверждаются экспериментальными данными.

Получены расчетные [3] и экспериментальные значения коэффициентов вертикальной динамики. Максимальные коэффициенты вертикальной динамики надрессорного бруса тележки модели 18-9965 и 18-100 на прямом участке пути составляют 0,38 и 0,52 соответственно. Уровень СКЗ ускорений пятниковых узлов грузового вагона в частотных диапазонах 0,5…20 и 20…60 Гц в 2 раза выше, чем у специального вагона на тележках модели 18-9965 [4].

Таким образом, разработанный вагон обеспечивает надежную защиту транспортируемого груза при соударениях и снижает его динамическую нагруженность при транспортировании, а конструктивные решения, заложенные при его проектировании, могут служить основой для нового модельного ряда железнодорожных транспортных средств, предназначенных для перевозки РКТ.

Литература

[1] Барановский А.В., Богданов В.П., Василенко А.И., Угольков А.М. Вагон с подвижной хребтовой балкой для транспортировки изделий РКТ. Тяжелое машиностроение, 2007, № 8, с. 23–28.

[2] Василенко А.И., Барановский А.В., Щелин В.В., Захаров Р.А. Расчетно-экспериментальное определение параметров динамической нагруженности вагона. Наука и технологии. Матер. XXXII Всерос. конф. по проблемам науки и технологий: сб. науч. тр. Москва, РАН, 2012, 132 с.

[3] Нормы для расчета и проектирования вагонов железных дорог МПС колеи 1520 мм (несамоходных). Москва, ГосНИИВ-ВНИИЖТ, 1996, 317 с.

[4] Василенко А.И., Щелин В.В., Захаров Р.А. Анализ влияния ходовой части вагона на его динамическую нагруженность. Наука и технологии. Матер. XXXIV Всерос. конф., посвященной 90-летию со дня рождения В.П. Макеева. Москва, РАН, 2014, т. 4, 2014, с. 79–85.

УДК 62-68

Применение бифракционного слоя для интенсификации теплопередачи в теплообменном аппарате

Краснобаев Юрий Леонидович ura776@yandex.ru
ВА РВСН

Мелешко Владимир Юрьевич vladmelva@rambler.ru
ВА РВСН

Курылев Владислав Валерьевич vladislavkurylev@gmail.com
ВА РВСН

Барышов Дмитрий Петрович akademmy@mail.ru
ВА РВСН

Зикеев Алексей Михайлович zikeevlexa@mail.ru
ВА РВСН

Рассмотрена возможность повышения эффективности теплопередачи в теплообменнике-парогенераторе за счет использования бифракционного слоя. Проанализировано извлечение тепловой энергии из потока продуктов сгорания, которое осуществляется с помощью твердого зернистого теплоносителя в реакторе «кипящего» слоя. При этом для теплообменника-парогенератора определяется объем подаваемого в него дополнительного зернистого материала и размер частиц данного материала.

Ключевые слова: *интенсификация теплопередачи, бифракционный слой, плообменный аппарат, кипящий слой*

В настоящее время при испытаниях и утилизации зарядов энергонасыщенных материалов (ЭМ) практическое применение нашли технологии, основанные на методе сжигания зарядов на специализированных стендах [1, 2].

Вторичным ресурсом при сжигании является тепловая энергия сгорания ЭМ. Извлечение тепловой энергии из потока продуктов сгорания осуществляется с помощью твердого зернистого теплоносителя в реакторе «кипящего» слоя. Наиболее приемлемым теплоносителем с учетом доступности и дешевизны является оксид кремния.

Передача тепла от зернистого теплоносителя жидкой среде происходит в теплообменнике. Циркулирующий зернистый материал должен поступать обратно в реактор «кипящего» слоя как можно с меньшей температурой. Для этого необходимо повысить эффективность теплопередачи в теплообменнике-парогенераторе. Это возможно за счет использования бифракционного слоя.

Размер частиц играет одно из определяющих значений при теплообмене. Так при уменьшении размера частиц с 400 мкм до 140 мкм коэффициент теплообмена увеличивается почти в 2 раза [3].

Это связано с увеличением удельной поверхности взаимодействия. При сжигании ЭМ образуются частицы оксида алюминия, в основном, размером до 10 мкм, и, в незначительном количестве более крупной фракции. Существует возможность повторного применения указанной фракции. Применение высокодисперсного зернистого материала в теплообменнике совместно с зернистым теплоносителем позволяет повы-

сить величину поверхности взаимодействия твердого теплоносителя и стенок парогенератора.

Это достигается за счет добавления в теплообменник зернистого материала более мелкого размера и дальнейшего его смешения с более крупным теплоносителем, подаваемого из реактора «кипящего слоя». В результате снижается газопроницаемость бифракционного слоя из-за более плотного расположения частиц, а также обеспечивается лучшее прилегание слоя к стенке.

Использование наклонной плоскости в теплообменнике также повышает прилегание к стенкам [4], а также дает возможность регулирования процесса из-за зависимости коэффициента трения от размера частиц [5].

Применение высокодисперсного зернистого материала не приведет к существенным затратам на его получение. Возможно пополнение частиц зернистого материала за счет разрушающихся в процессе извлечения тепловой энергии частиц «кипящего слоя». Ожижающий газ часто ведет к образованию струй, которые вызывают интенсивные межчастичные столкновения вплоть до разрушения частиц во время работы. Скорость уменьшения размера частиц пропорциональна скорости и плотности газа [4].

К тому же зернистый материал подвергается быстрому нагреванию и его поверхность стремится расшириться. Так как внутри частицы все еще остаются холодными, расширение поверхностных слоев является невозможным, что приводит к возникновению растягивающих напряжений. Если эти напряжения превосходят предел прочности, то могут возникать трещины и последующее разрушение.

Площадь поверхности нагрева зависит от поверхности соприкосновения теплоносителя и поверхности теплообменника.

При использовании бифракционного теплоносителя решается задача определения зависимости площади соприкосновения частиц со стенками теплообменника от их размера.

Количество соприкасающихся с поверхностью теплообменника частиц зависит от пространственной упаковки частиц различной размерности.

Коэффициент плотности кубической упаковки составляет $k = 0{,}52$ [6], наиболее плотной является гексагональная упаковка частиц, коэффициент плотности которой составляет $k = 0{,}74$.

При допущении, что упаковка частиц 1 слоя в объеме неупорядоченная, ее коэффициент плотности не превышает значения $k = 0{,}64$ [7, 8].

Свободный объем между крупными частицами 1 слоя заполняется высокодисперсными частицами 2 слоя с учетом того, что в единичный промежуток между частицами 1 слоя размещались несколько частиц 2 слоя.

Например, для частиц зернистого слоя диаметром 3 мм единичный свободный объем составляет 4,66 мм^3. При неупорядоченном заполнении данного объема частицами 2 слоя занимаемый ими объем имеет значение 2,98 мм^3. Данный объем занимают приблизительно 10 частиц с диаметром 0,4 мм. Непосредственно прикосновение с поверхностью теплообменника имеют от 5 до 7 частиц.

Для теплообменника-парогенератора также определяется объем подаваемого в него дополнительного зернистого материала и размер частиц данного материала.

После извлечения тепла в теплообменнике зернистый материал поступает в классификатор, где проводится разделение частиц различных фракций. Также в составе зернистого твердого теплоносителя могут быть частицы оксида алюминия, образующиеся при сжигании заряда ЭМ.

Очистка сыпучего твердого теплоносителя от оксида алюминия не представляет большой сложности вследствие большой разницы не только в плотности (3,7 г/см^3 — оксид алюминия, 1,65 г/см^3 – песок), но и в размерах частиц, а также из-за отсутствия прочной связи между частицами песка и оксида алюминия.

Таким образом, возможно повышение интенсификации теплопередачи от твердого зернистого теплоносителя стенкам теплообменника за счет применения дополнительного зернистого материала с размером частиц меньшим, чем крупных частиц 1 слоя.

Литература

[1] Мелешко В.Ю., Забелин Л.В., Гафиятуллин Р.В., Поник А.Н. Основы промышленной технологии утилизации крупногабаритных твердотопливных зарядов. Москва, Недра, 2004, 226 с.

[2] Бурдюгов С.И., Корепанов М.А., Кузнецов Н.П., Кургузкин Н.П., Мелешко В.Ю., Мокрушин Б.С., Поник А.Н., Тененев В.А., Тухватуллин З.А. Утилизация твердотопливных ракетных двигателей (РДТТ). Москва-Ижевск, Регулярная и хаотическая динамика, 2008, 512 с.

[3] Yusuf R., Melaaen M.C., Mathiesen V. CFD Modeling of Heat Transfer in Gas Fluidized Beds. 4-th International Conference on CFD in the Oil and Gas, Metallurgical and Process Industries, 6–8 June 2005.

[4] Lee S.H., Kim S.D., Particle Size Reduction Rate of Anthracite Ash by a Gas Jet. Industrial and Engineering Chemistry Research, 2004, vol. 47, no. 4, pp. 1090–1095. DOI: https://doi.org/10.1021/ie0302903

[5] Шахова Н.А., Минаев Г.А. Инженерный метод расчета струи в псевдоожиженном слое. Инженерно-физический журнал, 1970, т. 19, № 6, с. 1002–1011.

[6] Баранцева Е.А., Мизонов В.Е., Хохлова Ю.В. Процессы смешивания сыпучих материалов: моделирование, оптимизация, расчет. Иваново, ИГЭУ им. В.И. Ленина, 2008, 116 с.

[7] Aste T. et al. Physica A, 2004, vol. 339, p. 16.

УДК 629.7.085

Алгоритм оценки показателей надежности систем частотно-временного обеспечения наземной космической инфраструктуры с использованием функционального анализа

Лоховин Владимир Александрович vladimir.lokhovin@yandex.ru
АО «ЦЭНКИ»

Бармин Игорь Владимирович barminkbom@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлен алгоритм оценки показателей надежности систем частотно-временного обеспечения наземной космической инфраструктуры, в основе которого использован функциональный анализ системы и ее компонентов. Показано, что существующий подход к обеспечению заданных показателей надежности систем единого времени наземной космической инфраструктуры требует уточнения. В частности, он не в полной мере учитывает информационные взаимосвязи составных частей современной системы и не предполагает ранжирования оборудования по степени критичности. Сделаны выводы, что принятая оценка показателей надежности по интегральным показателям может приводить к некорректной трактовке результатов, функциональный анализ позволяет выявлять слабые звенья отдельных функциональных групп, принимать конструктивные решения по повышению надежности или устранению ее избыточности, при этом поиск оптимального варианта и расчет показателей надежности должен производиться для каждой функциональной группы. Ожидается, что применение алгоритма может играть положительную роль в снижении затрат на создание и эксплуатацию системы частотно-временного обеспечения благодаря оптимизации показателей надежности системы.

Ключевые слова: *надежность, частотно-временное обеспечение, система единого времени, синхронизация, наземная космическая инфраструктура*

Введение

Топология современной системы частотно-временного обеспечения (ЧВО) космодрома представляет собой централизованную структуру распределенных по объектам НКИ подсистем, объединенных сетью передачи данных [1]. Однако, несмотря на очевидное техническое превосходство современного построения систем ЧВО, при их создании используются методы, унаследованные от разработок прошлых лет, а именно: общекосмодромная система рассматривается как набор подсистем конструктивно и логически независимых друг от друга. Декомпозиция системы на структурные элементы в большинстве случаев соотносится с распределением аппаратуры по объектам космодрома. К отдельным элементам относят подсистемы, располагаемые на стартовом комплексе (СК), техническом комплексе (ТК), измерительном пункте (ИП) и других объектах космодрома. Для каждого элемента расчета строится структурная схема надежности (ССН) и проводится независимый расчет показателей надежности.

Данный подход часто называют структурным подходом к расчету надежности. Положительная сторона структурного подхода при создании распределенной системы

единого времени (СЕВ) заключается в простоте его применения и однозначном соответствии подсистем, входящих в состав СЕВ, документации на эти изделия, что удобно, например, при поэтапном вводе в эксплуатацию.

Структурный подход часто не позволяет анализировать задачи, в выполнении которых задействованы несколько СЧ системы, либо группа оборудования, входящая в состав нескольких подсистем. Это приводит к искажению расчетных показателей надежности аппаратуры, взаимовлиянию показателей надежности аппаратуры, задействованной в выполнении одной из функций, на показатели надежности любой другой функциональной группы. В конечном счете, разработчик лишается инструмента поиска слабых звеньев отдельной функциональной группы. Теряется возможность применять соответствующие решения по повышению уровня надежности или устранению ее избыточности.

Опираясь на работы [2–4] разработан алгоритм для оценки показателей надежности систем ЧВО НКИ с использованием функционального анализа.

Предлагаемый алгоритм оценки показателей надежности

Можно выделить три основные задачи при проектировании СЕВ: выполнение требований к параметрам информационного взаимодействия с аппаратурой потребителей синхросигналов, в т. ч. требований к виду протокола информационного обмена, характеристикам синхросигнала, типу физической линии и т. д.; обеспечение заданного уровня надежности процесса синхронизации (например, применение структурной избыточности линий передачи синхросигналов); оптимизация затрат на создание и эксплуатацию системы. При этом СЕВ является медиатором между источником эталонной шкалы времени (ШВ) и синхронизируемой на объектах наземной космической инфраструктуры (НКИ) аппаратурой технологических систем, а проектирование системы ведется в обратном порядке (от потребителя к источнику эталонной шкалы), решая задачи по организации передачи синхросигналов потребителю, формирования и хранения ШВ космодрома, сличения ШВ космодрома с эталонной шкалой.

Предлагаемый алгоритм состоит из нескольких блоков, в том числе:

- сбор требований и оценка результатов предыдущих работ по созданию аналогичных систем и обзор современных тенденций в области ЧВО и передачи частотно-временной информации;
- декомпозиция задач ЧВО и рассмотрение создаваемой системы как суммы M функционально независимых групп, для всех режимов работы оборудования;
- поиск оптимального варианта исполнения функциональных групп методом прямого перебора с составлением логико-графической ССН;
- представление системы в виде таблицы функционально-конструктивное деления.

Цикл алгоритма будет работать до тех пор, пока не будет составлена композиция из функциональных групп, удовлетворяющих требованиям по надежности и составляющих технический облик создаваемой системы.

На основании алгоритма предложена базовая математическая модель для показателя надежности функции синхронизации технологической системы, включающая в качестве элементов расчета элементов расчета показатели надежности функции привязки к эталонной ШВ (в настоящий момент данный показатель при расчете не учитывает), функции формирования, хранения ШВ и формирования синхросигналов аппаратурой СЕВ, функции передачи частотно-временной информации; обобщенный

показатель надежности систем, обеспечивающих функционирование компонентов СЕВ (системы гарантированного электропитания, кондиционирования, защиты информации и т. д.).

Заключение

Важным результатом применения функционального анализа является представление СЕВ космодрома в виде набора самодостаточных подсистем, выполняющих различные функции ЧВО. Это позволяет ранжировать функции ЧВО по степени критичности, оптимизировать требования к показателям надежности.

Предполагается, что алгоритм может быть использован на различных этапах создания системы. Это означает, что конкретный математический аппарат и измеряемые метрики будут зависеть от этапа, на котором производится оценка показателей надежности, а также от структуры и сложности функционального блока.

Предложенный алгоритм является не только инструментом для оценки надежности, но и может служить пошаговым руководством при проектировании или модернизации систем ЧВО, а его применение может играть положительную роль в стремлении снизить затраты на создание и эксплуатацию системы ЧВО благодаря оптимизации показателей надежности системы.

Литература

[1] Лоховин В.А. Развитие частотно-временного обеспечения объектов наземной космической инфраструктуры на примере разработки системы единого времени космодрома «Восточный». "Орбита молодежи" и перспективы развития российской космонавтики. Всеросс. молодежная науч.-практич. конф.: сб. докл. Томск, Изд-во ТПУ, 2017, с. 75–76.

[2] Глебов И.В., Митрюхин А.Д. О функциональной надежности регенерационных систем жизнеобеспечения пилотируемых космических аппаратов. Инженерный журнал: наука и инновации, 2020, вып. 6. DOI: https://doi.org/10.18698/2308-6033-2020-6-1987

[3] Антошина В.М., Якимов В.Л. Описание статистики отказов конструктивных элементов многофункциональных радиолокационных станций по экспериментальным данным. Известия ТулГУ. Технические науки, 2018, № 12, с. 396–404.

[4] Подкопаев А.В., Подкопаев И.А. Централизованный адаптивный алгоритм оценки безопасности сложных технических систем различной энтропии. Надежность и качество сложных систем, 2020, № 3 (31), с. 20–27. DOI: https://doi.org/10.21685/2307-4205-2020-3-3

УДК 62-1

Подход к оценке надежности подъемно-установочного агрегата

Марусова Диана Дмитриевна diana2000spb@mail.ru
БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Мелихов Кирилл Владиславович melikhov_kv@voenmeh.ru
БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Маштаков Андрей Павлович mashtakovap@gmail.com
БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Проведен анализ надежности подъемно-установочного агрегата. В качестве показателя надежности рассмотрена безотказность работы подъемно-установочного агрегата. Представлены математические модели, определяющие вероятность безотказной работы и интенсивность отказов. Определены зависимость вероятности безотказной работы и интенсивности отказов от различных факторов и возможность обеспечения безотказности подъемно-установочного агрегата.

Ключевые слова: *надежность, подъемно-установочный агрегат, составные части, безотказность, вероятность безотказной работы, интенсивность отказов*

Надежностью подъемно-установочного агрегата является его свойство сохранять во времени способность выполнять требуемые функции в заданных режимах и условиях эксплуатации, технического обслуживания, хранения и транспортирования [1, 2].

Существуют 4 показателя надежности [1, 2]:

- безотказность;
- ремонтопригодность;
- сохраняемость;
- долговечность.

Показателем надежности, рассматриваемым в данной статье, является безотказность. Безотказность — свойство подъемно-установочного агрегата непрерывно сохранять способность выполнять требуемые функции в течение некоторого времени или наработки в заданных режимах и условиях эксплуатации [1, 2].

Безотказность подъемно-установочного агрегата определяется вероятностью безотказной работы. Вероятность безотказной работы — вероятность того, что в пределах заданного времени отказ подъемно-установочного агрегата не возникнет [1, 2]. Вероятность безотказной работы подъемно-установочного агрегата определяется суммарной вероятностью безотказной работы его составных частей:

$$P = P_1 + P_2 + P_3 + \ \dots$$

При определении вероятности безотказной работы подъемно-установочного агрегата учитывается вероятность безотказной работы системы электроснабжения, системы температурно-влажностного режима и гидроприводов подъемно-установочных устройств (гидроцилиндров). Вероятность безотказной работы составных частей подъемно-установочного агрегата определяется по следующей формуле:

$$P = e^{-\lambda t} \ ,$$

где t — время работы составных частей по назначению, ч; λ_e — эксплуатационная интенсивность отказов составных частей, 10^{-6}, ч.

Эксплуатационная интенсивность отказов элементов системы электроснабжения и системы температурно-влажностного режима определяется в соответствии со справочником «Надежность электрорадиоизделий» [3], [4]. Эксплуатационная интенсивность отказов большинства групп электрорадиоизделий, 10^{-6}, ч, рассчитывается по математической модели, имеющей вид:

$$\lambda_e = \lambda_b \prod K_i,$$

где λ_b — базовая интенсивность отказов группы электрорадиоизделий, рассчитанная по результатам испытаний электрорадиоизделий на безотказность, 10^{-6}, ч; K_i — коэффициенты, учитывающие изменения эксплуатационной интенсивности отказов в зависимости от различных факторов. Данные коэффициенты определяются в соответствии с [3].

Эксплуатационная интенсивность отказов элементов гидроцилиндров определяется в соответствии со справочником «Handbook of reliability prediction producers for mechanical equipment» [4, 5]. Эксплуатационная интенсивность отказов элементов гидроцилиндров, 10^{-6}, ч, рассчитывается по математическим моделям, имеющим вид:

- уплотнительные элементы: $\lambda_{SE} = \lambda_{SE,B} C_P C_Q C_{DL} C_H C_F C_V C_T C_N$;
- пружины: $\lambda_{SP} = \lambda_{SP,B} C_G C_{DW} C_{DC} C_N C_Y C_L C_K C_{CS} C_R C_M$;
- клапаны: $\lambda_{SV} = \lambda_{SV,B} C_P C_Q C_V C_N C_B C_{DS} C_\mu C_W$;
- подшипники: $\lambda_{BE} = \lambda_{BE,B} C_R C_V C_{CW} C_t C_{CF} C_C$,

где $\lambda_{SE,B}$, $\lambda_{SP,B}$, $\lambda_{SV,B}$, $\lambda_{BE,B}$ — базовая интенсивность отказов уплотнительных элементов, пружин, клапанов, подшипников, 10^{-6}, ч.

Коэффициенты, представленные в формулах расчета эксплуатационной интенсивности отказов элементов гидроцилиндров, определяются в соответствии с [5]. Данные коэффициенты учитывают изменения эксплуатационной интенсивности отказов в зависимости от различных внутренних и внешних факторов, воздействующих на элементы гидроцилиндров.

С учетом вышесказанного, вероятность безотказной работы составных частей подъемно-установочного агрегата также зависит от внутренних и внешних воздействующих факторов. Таким образом, обеспечение безотказности составных частей подъемно-установочного агрегата и подъемно-установочного агрегата в целом обеспечивается путем соблюдения требований условий эксплуатации, а также проведения технического обслуживания и ремонтно-восстановительных работ.

Литература

[1] ГОСТ Р 27.102–2021. Надежность в технике. Надежность объекта. Термины и определения. Москва, Российский институт стандартизации, 2021.

[2] ГОСТ 27.002–2015. Надежность в технике. Термины и определения. Москва, Стандаринформ, 2016.

[3] Прытков С.Ф., Горбачева В.М., Мартынова М.Н. Справочник «Надежность электрорадиоизделий». Москва, МО РФ, 2004, 641 с.

[4] ГОСТ Р 27.301–2011. Надежность в технике. Управление надежностью. Техника анализа. Москва, Стандаринформ, 2013.

[5] NSWC. «Справочник по производителям прогнозирования надежности для механического оборудования», 2011.

УДК 004.41

Информационные системы управления эксплуатацией сложными техническими объектами и их взаимодействие с системами управления полным жизненным циклом

Николаев Андрей Анатольевич A.A.Nikolaev@yandex.ru
АО «Концерн «Моринфосистема-Агат»

Шерминская Анна Алексеевна SherminskayaAA@ya.ru
АО «Концерн «Моринфосистема-Агат»

Байрашев Радик Николаевич Salonsalon2017@mail.ru
АО «Концерн «Моринфосистема-Агат»

Васин Алексей Олегович alesha-vasin93@yandex.ru
АО «Концерн «Моринфосистема-Агат»

Рассмотрены создаваемые в АО «Концерн «Моринформсистема-Агат» современные информационные системы управления эксплуатацией сложными техническими объектами (требования, подробности реализации и др.). Оперативность получения информации о состоянии каждой из разнородных систем технического и оперативность реагирования на произошедшие события. Также в докладе представлены особенности информационного взаимодействия систем управления эксплуатацией с вышестоящей системой управления жизненным циклом. При этом отдельно указаны особенности двустороннего информационного взаимодействия между системами управления эксплуатацией и системами управления полным жизненным циклом.

Ключевые слова: *система управления эксплуатацией, система управления полным жизненным циклом, информационные системы управления эксплуатацией, сложный технический объект*

Информационные системы управления эксплуатацией сложными техническими объектами

Системы управления эксплуатацией, создаваемые для космических средств с середины 60-х годов XX века с СССР и РФ предназначены для оперативного управления эксплуатацией сложными техническими объектами, представляющими собой территориально-распределенные площадки с набором разнородных технических систем (например, с сложными энергетическими, механическими и гидротехническими агрегатами, большим количеством систем управления технологическими процессами, а также системами связи, энергоснабжения и системами охраны и прочими техническими системами). Развитие информационных технологий в XXI веке предопределило появление систем управления эксплуатацией (далее — ИСУЭ) сложных технических объектов.

ИСУЭ сложных технических объектов, как правило, строятся по трехуровневой архитектуре. Ядром является группа резервируемых серверов баз данных и приложений с подключенными к ним коммутационными устройствами. На серверах размещаются средства виртуализации с виртуальными машинами, на которых работают операционные системы и специальное программное обеспечение. Местом размеще-

ния ядра ИСУЭ как правило выбирается место, соответствующее требованиям по температурно-энергетическим параметрам размещения и имеющее высокую оперативность по реагированию. На незначительном удалении от ядра ИСУЭ размещается оперативный пункт управления эксплуатацией объекта, представляющий собой автоматизированные рабочие места (АРМ), средства коллективного отображения информации и средства голосовой связи.

На удаленных площадках в свою очередь также размещаются в необходимом количестве АРМ, коммутационные устройства и контроллеры технических систем. При необходимости АРМ могут дополняться средствами печати и сканирования текстовых и штрихкодовых данных. Каждое из АРМ полностью равнозначно другому, доступ должностных лиц к ИСУЭ осуществляется с любого АРМ. Удаленные площадки взаимодействуют с центральной площадкой посредством задействования выделенных каналов, при необходимости данные каналы могут быть защищенными.

Интегрирующим элементом ИСУЭ безусловно является программное обеспечение. АО «Концерн «Моринформсистема-Агат» в условиях санкций к РФ сделана ставка на использование отечественных операционных систем (ОС AstraLinux и Alt Linux) и специального программного обеспечения собственной разработки без использования каких-либо платформ сторонних производителей. Специальное программное обеспечение построено по трехуровневой технологии, где в качестве клиента используется браузер со сквозной аутентификаций в домене, на серверах работает серверное СПО и СПО взаимодействия с сопрягаемыми системами и агрегатами, а также с вышестоящей СУПЖЦ.

При разработке ИСУЭ использовался модульный подход «сервис-ориентированная архитектура» (микро сервисы), что позволило достичь системе гибкости, отказоустойчивости, элементы системы слабо связаны, что легко позволяет осуществлять их модификацию. Также в системе использованы механизмы для обеспечения сохранности и целостности данных на всех этапах эксплуатации.

В момент начала работы (запуска в эксплуатацию) ИСУЭ является системой, уже содержащей в себе информацию о сложном техническом объекте. В идеальном случае, СУПЖЦ должно в качестве входной информации в ИСУЭ передавать данные следующих типов:

- данные по эксплуатационным, конструкторским, технологическим, электронным структурам изделий (ЭСИ);
- данные по объектам в формате Электронных Формуляров Объектов (далее — ЭФО, ГОСТ 2.612-2011 Единая система конструкторской документации. Электронный формуляр [1]), и по объектам управления техническим обслуживанием и ремонтами;
- планы и технологические карты проведения работ;
- электронная ремонтная, эксплуатационная и нормативно-техническая документация.

При этом ИСУЭ сложного технического объекта с момента ее запуска начинает в режиме реального времени осуществлять автоматизированный сбор информации по каждому из элементов. По мере эксплуатации в ИСУЭ идет накопление информации не только об отказах, ремонтах (как плановых, так и внеплановых), но и информации о техническом обслуживании, динамике расходовании ЗИП, эффективности бригад (обслуживающих те или иные агрегаты и системы) и прочей.

Разработанные программные и программно-аппаратные адаптеры используя актуальные протоколы и линии передачи данных, позволяют осуществить подключение к

разносторонним системам для автоматизированного сбора информации о текущем состоянии подконтрольного оборудования [2], автоматизированный мониторинг внешних систем позволяет дежурным бригадам вовремя отследить и среагировать на возникновение неисправности в таких системах, как системы пожаротушения, системы охранных сигнализаций, камер видеонаблюдения, трансформаторах, а также станков и промышленного оборудования.

В свою очередь, данная информация может быть обработана дежурной сменой ИСУЭ и по ряду параметров выдана в вышестоящую систему ПЖЦ [3]. Возможные типы параметров и их «полезность» для СУПЖЦ будет рассмотрена далее.

Взаимодействие системы управления эксплуатацией с СУПЖЦ

При взаимодействии ИСУЭ с СУПЖЦ [4] как с вышестоящей системой по каналам связи в автоматическом режиме происходит получение от СУПЖЦ такой информации, как:

- электронной структуры изделия (ЭСИ) и электронного формуляра объекта (ЭФО)
- обновление комплекта электронной документацией (ГОСТы, конструкторская документация, эксплуатационные документы);
- планируемые сроки и длительность проведения ремонтных работ и технического обслуживания;
- данные для управления материально техническим обеспечением (МТО), регистрации поступлений, проведения инвентаризаций и списаний, сведения о выдаче МТО.

Применение электронной структуры изделия позволяет предоставить должностным лицам:

- информацию об иерархии сложной технической системы и ее составных частях;
- структурированную проектную и рабочую конструкторскую документацию;
- представления информации о применяемости, правилах использования составных частей при различных условиях.

Благодаря применению в ИСУЭ электронного формуляра объектов пользователям системы доступен функционал для автоматизации:

- учета текущей комплектности и состояния изделии;
- учета наработки;
- учета данных о ресурсах и сроках службы изделия и его составных частей;
- учета выполнения технического обслуживания изделия и учета его технического состояния и т. д.

По результатам работы ИСУЭ в СУПЖЦ, в свою очередь, передает:

- актуальное состояние по ЭСИ;
- информацию ЭФО;
- замечания и корректировки к электронной ремонтной, эксплуатационной и нормативно-технической документации, а также к технологическим картам;
- новую автоматизировано сгенерированную документацию;
- результаты проведенных испытаний различных уровней как в период ввода в эксплуатацию, так и в случае проводимых замен элементов сложного технического объекта или модернизации;
- данные для доработки элементов технического объекта;
- статистическая оценка элементов технического объекта;

- данные событий, требующих реагирования, с оценкой степени срочности;
- данные прогнозирования событий.

СУПЖЦ, вобрав в себя информацию данных категорий, может не только осуществить сопровождение соответствующего изделия автоматизировано, но и пользуясь полученной информацией оперативно осуществить поддержку принятия решений в вопросах:

- оценки качества элементов сложного технического объекта и качества соответствующей документации на него (в различных периодах эксплуатации);
- выбора наиболее оптимальных конфигураций по каким-либо критериям;
- модернизации данного образца сложного технического объекта или его составной части, или запуск в производство следующего образца/образцов по измененной документации;
- изменению технологических и иных процессов (например, логистических), задействованных при создании/изготовлении ряда сложных технических объектов;
- выработки планов по дальнейшему развитию направлений по созданию подобных сложных технических объектов.

Критерии эффективности функционирования системы управления эксплуатацией сложными техническими объектами

Одними из ключевых моментов построения территориально-распределенной многопользовательской системы является эффективная интеграция компонентов в единую систему и обеспечение надежности функционирования.

Выделяются следующие критерии эффективности:

1. Удобство эксплуатации компонентов системы. Например, обеспечение сквозной аутентификации пользователя; простота изменения/расширения состава ИСУЭ за счет модульной структуры и возможности подключения/отключения дополнительных модулей.
2. Гибкость расширения системы. Например, использование открытых протоколов доступа к данным, унифицированных интерфейсов взаимодействия.
3. Наличие возможности и скорость оперативного реагирования на изменение состояния технических систем. Например, статистический анализ данных, прогнозирование состояния систем, оптимизация алгоритмов передачи данных, наиболее удобное представление данных оператору.
4. Бесшовность и оперативность информационного взаимодействия ИСУЭ с СУПЖЦ. Необходимо отметить, что СУПЖЦ является системой запущенной и работающий для высокотехнологической продукции в течение нескольких десятилетий. А ИСУЭ — система, которая может быть создана и введена в эксплуатацию как до создания СУПЖЦ, так во время эксплуатации СУПЖЦ. Что в свою очередь при некотором отсутствии гибкости со стороны СУПЖЦ может, например, приводить к работе в формате аналоговых бумажных носителей с соответствующими временными затратами.

Полезность информации, передаваемой от ИСУЭ в СУПЖЦ. В данном вопросе необходимо указать на базовую информацию, передаваемую в СУПЖЦ (прежде всего актуальное состояние ЭСИ и данные ЭФО), и расширенные возможности по информации (например, полные данные по испытаниям разных уровней, статистику по от-

казам, данные по прогнозированию состояний составных частей сложного технического объекта и др.).

Заключение

Предлагаемые решения по созданию ИСУЭ позволяют автоматизировать процессы эксплуатации сложных технических (высокотехнологичных) территориально-распределенных объектов с повышением их качества и оперативности реагирования на события с ними связанные.

Оперативная интеграция ИСУЭ с СУПЖЦ позволяет получить непрерывно взаимодействующий контур мониторинга и оперативного управления в рамках полного жизненного цикла объекта на этапе эксплуатации.

Специальное программное обеспечение ИСУЭ собственной разработки АО «Концерн «Моринфосистема-Агат» предоставляет широкие возможности по выполнению функциональных задач и модернизации их решений.

Литература

[1] ГОСТ 2.612–2011. Единая система конструкторской документации. Электронный формуляр. Москва, Стандартинформ, 2020, 25 с.

[2] Шерминская А.А., Николаев А.А. О комплексной экспериментальной отработке информационно-управляющих систем. XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, т. 1, с. 544–546.

[3] Русакова А.С., Старожук Е.А., Красникова А.С. Анализ систем управления полным жизненным циклом высокотехнологичной продукции в России и зарубежных странах. Вопросы инновационной экономики, 2021, т. 11, № 2, с. 767–784. DOI: https://doi.org/10.18334/vinec.11.2.112261

[4] Николаев А.А. Оперативная интеграция данных информационных систем управления эксплуатацией сложными техническими объектами в системы управления жизненным циклом. Круглый стол «СУПЖЦ» на Международном военно-техническом форуме «АРМИЯ-2022», Москва, 2022.

УДК 62-783.2

Сравнительный анализ эксплуатации датчиков-газоанализаторов в составе систем газового контроля на объектах наземно-космической инфраструктуры

Мухин Владимир Викторович v99.muhin@yandex.ru
АО «ЦЭНКИ»

Представлена информация о системах газового контроля, установленных на объектах наземно-космической инфраструктуры. Рассмотрены датчики-газоанализаторы, входящие в состав различных систем газового контроля в совокупности с физико-химическими принципами, лежащими в основе их функционирования. Представлена информация об изменении различных эксплуатационных характеристик датчиков-газоанализаторов на протяжении 10 лет эксплуатации на объектах при проведении различных операций и работ в рамках предпусковых кампаний. Сделаны выводы о целесообразности выбора различных типов датчиков в соответствии с их назначением.

Ключевые слова: *система газового контроля, датчики-газоанализаторы, промышленность, объекты наземно-космической инфраструктуры, газовый анализ, опасные вещества, пары компонентов ракетного топлива, обеспечение безопасности*

Системы газового контроля (СГК) являются одними из важнейших технических систем, входящих в состав промышленных комплексов Российской Федерации и обеспечивающих безопасность работников при эксплуатации объектов данных комплексов, на которых присутствует вероятность появления загрязнения вредными летучими веществами воздуха рабочих зон помещений или окружающей среды объектов.

Необходимость наличия систем газового контроля на промышленных объектах Российской Федерации (в том числе и на объектах наземно-космической инфраструктуры) обусловлено обязательным выполнением требований законов [1] и приказов о промышленной безопасности объектов [2]. В истории космической отрасли известны случаи гибели людей при несоблюдении правил техники безопасности во время проведения заправочных работ, как, например, инцидент с детонацией паров компонентов ракетного топлива во время заправки ракеты Р-9А в шахтной пусковой установке космодрома «Байконур» [3], что привело к пересмотру требований безопасности на объектах наземно-космической инфраструктуры.

Первые системы газового контроля на промышленных объектах появились в 60-х годах двадцатого века. На протяжении полувека они претерпели изменения не только в элементной базе, но и в основных методах контроля концентрации веществ в атмосфере, базирующихся на физико-химических принципах.

В настоящее время на объектах наземно-космической инфраструктуры применяются датчики-газоанализаторы, базирующиеся на основе фотоколориметрического метода анализа и электрохимического метода анализа.

Фотоколориметрический метод анализа — частный случай фотометрического метода анализа концентраций веществ, заключающийся в наличии зависимости между светопоглощением и концентрацией поглощающего вещества, при этом измерения концентрации проводятся в полихроматическом пучке света [4].

Электрохимический метод анализа — метод определения концентрации веществ, заключающийся в изменении электрических параметров электродов в среде электролита при попадании на него определяемого газа. Данные изменения являются результатом окислительно-восстановительной реакции, возникающей на поверхности электрода [5].

Целью работы является сравнительный анализ эксплуатации газоанализаторов в составе систем газового контроля на объектах наземно-космической инфраструктуры.

В процессе анализа эффективности применения датчиков-газоанализаторов были рассмотрены приборы измерения концентраций компонентов ракетного топлива — гептил и амил, работа которых основана на фотоколориметрическом и электрохимическом физико-химических принципов функционирования датчиков-газоанализаторов. Данное исследование проводилось на протяжении 10 лет в период с 2012 по 2022 годы на объектах наземно-космической инфраструктуры: Унифицированная заправочная позиция (УЗП) космодрома «Байконур» и Заправочно-нейтрализа-ционная станция (ЗНС) космодрома «Восточный»;

В результате длительного срока эксплуатации датчиков-газоанализаторов на наблюдаемых объектах были получены следующие результаты:

- диапазон измерений фотоколориметрических датчиков-газоанализаторов составил до 100 предельно допустимых концентраций измеряемого компонента ракетного топлива. Диапазон измерений электрохимических датчиков-газоанализаторов составил до 20 предельно допустимых концентраций измеряемого компонента ракетного топлива;
- надежность фотоколориметрических датчиков-газоанализаторов в помещениях и сооружениях, где допускается вероятность появления загрязнений высокими концентрациями опасных веществ на протяжении продолжительного времени, была более высокой за счет устойчивости к условиям агрессивной внешней газовой среды элементной базы датчика в сравнении с датчиками-газоанализаторами на основе электрохимического метода анализа и их измерительных блоков;
- назначенный ресурс чувствительного элемента фотоколориметрического датчика-газоанализатора сохраняется в виду изолированности камеры с неиспользованной частью от воздействия загрязненного воздуха объекта или помещения, в котором установлен датчик-газоанализатор;
- высокая чувствительность к наличию малых концентраций компонентов ракетного топлива приводила к быстрому уменьшению ресурса сенсора при высоких концентрациях. Наблюдалось сокращение ресурса электрохимического сенсора датчика-газоанализатора с 2 лет до нескольких дней;
- удобство эксплуатации электрохимических датчиков-газоанализаторов достигалось за счет более эргономичного серийного промышленного исполнения приборов.

На основании проведенных исследований можно сделать следующие выводы:

- В помещениях и сооружениях, где допускается вероятность появления загрязнений меньше 2 предельно допустимых концентраций компонентов ракетного топлива, целесообразнее установка датчиков-газоанализаторов, работающих на электрохимическом методе анализа.
- В помещениях и сооружениях, где допускается вероятность появления высоких концентраций паров компонентов ракетного топлива с предельно допустимыми

концентрациями выше 50 целесообразнее установка датчиков-газоанализаторов, работающих на фотоколориметрическом методе анализа.

- Применение полученных результатов позволит улучшить комплексное быстродействие и чувствительность систем газового контроля на опасных производственных объектах, тем самым добиться уменьшения вероятности получения производственных травм и повышение безопасности рабочего персонала.

Литература

[1] Об утверждении федеральных норм и правил в области промышленной безопасности. Приказ Федеральной службы по экологическому, технологическому и атомному надзору № 500 от 07.12.2020.

[2] О промышленной безопасности опасных производственных объектов. Федеральный закон № 116-ФЗ от 21.07.1997.

[3] Черный день Байконура. Почему 24 октября на космодроме не запускают ракет. Аргументы и Факты. URL: https://aif.ru/society/history/chyornyy_den_baykonura_pochemu_24_oktyabrya_na_kosmodrome_ne_zapuskayut_raket (дата обращения 28.10.2020).

[4] Герасимова Н.С. Фотоколориметрические методы анализа. Методические указания к выполнению домашних заданий по аналитической химии. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010.

[5] Павленко В.А. Газоанализаторы. Москва -Ленинград, Машиностроение, 1965, 269 с.

УДК 629.7.08

Мониторинг эксплуатации наземного технологического оборудования с использованием системы интегрированной логистической поддержки ILS Suite

Муртазин Игорь Наилевич murtazinin@student.bmstu.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана; Филиал АО «ЦЭНКИ» — Научно-исследовательский институт стартовых комплексов имени В.П. Бармина

Полетаев Константин Андреевич mitov2012@yandex.ru

МГТУ им. Н.Э. Баумана; Филиал АО «ЦЭНКИ» — Научно-исследовательский институт стартовых комплексов имени В.П. Бармина

Смольников Максим Константинович m.smolnikov@russian.space

Филиал АО «ЦЭНКИ» — Научно-исследовательский институт стартовых комплексов имени В.П. Бармина

В сложных технических системах при использовании технологий системной инженерии для повышения эффективности процессов эксплуатации изделий и сокращения затрат в ходе жизненного цикла применяют системы интегрированной логистической поддержки (ИЛП). В качестве системы ИЛП рассмотрено отечественное программное обеспечение (ПО) ILS Suite, разработанное НИЦ «Прикладная логистика». Показаны основные функциональные возможности ПО для использования в качестве системы мониторинга технического состояния изделий наземной космической инфраструктуры в ходе эксплуатации. В ходе работ проведен анализ функциональных возможностей ПО ILS Suite, обозначена высокая актуальность применения программных средств ИЛП в процессе эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры, сделан вывод о возможности применения ILS Suite для выполнения мониторинга эксплуатации и ИЛП объектов наземной космической инфраструктуры

Ключевые слова: *интегрированная логистическая поддержка, мониторинг технического состояния, информационная система, сопровождение эксплуатации, наземная космическая инфраструктура*

При работе со сложными технологическими системами вопросы разработки, ввода в эксплуатацию, сопровождения эксплуатации и утилизации системы становятся весьма трудоемкими. Вместе с тем возрастают затраты на поддержку жизненного цикла изделия. При этом на стадии разработки таких систем широко применяются различные системы автоматизированного проектирования, управления проектированием и производством. Однако для сложных технических систем, имеющих длительный срок использования, затраты, возникающие на постпроизводственных стадиях жизненного цикла и связанные с поддержанием изделия в состоянии готовности к использованию, могут значительно превышать затраты на создание. Ракетно-космические комплексы являются сложнейшими наукоемкими объектами, и отсутствие высокотехнологичной поддержки приводит к увеличению издержек на их создание и последующую эксплуатацию. Одной из основополагающих технологий, применяемых для сопровождения эксплуатации сложной наукоемкой техники, является интегрированная логистическая поддержка (ИЛП). Это технология для снижения стоимости жизненного цикла изделия и снижения спроса на логистику за счет оптимизации системы обслуживания [1, 2]. Изна-

чально разработанная для военных целей, она также широко используется в коммерческих проектах. Итоговая цель применения технологии — повышение эффективности процессов эксплуатации изделий и сокращение затрат в ходе жизненного цикла.

Одним из программных средств, реализующих технологию ИЛП, является система интегрированной логистической поддержки Integrated Logistic Support Suite (ILS Suite). Система ILS Suite, включенная в Единый реестр российских программ, представляет собой информационно-аналитическую систему, использующую программные средства для выполнения мониторинга эксплуатации и интегрированной логистической поддержки изделий на стадиях разработки и эксплуатации [3, 4]. Прежде всего ILS — это средство оперативного учета технической готовности изделий с возможностью удаленного контроля готовности через локальную вычислительную сеть или интернет. При этом существует возможность получения сведений о наиболее проблемном оборудовании в режиме реального времени.

Функционал системы обеспечивает получение от эксплуатантов сведений о ходе эксплуатации изделий и их накопление, обработку и анализ, с целью обеспечения непрерывного мониторинга состояния эксплуатируемых изделий, а также обеспечения высокого уровня их готовности и безопасности эксплуатации. Важным моментом в ILS Suite является то, что данное программное обеспечение (ПО) позволяет выполнить необходимые действия, анализы, расчеты и должным образом в любой момент времени продемонстрировать, что эти действия выполнены, и все необходимые меры в той или иной области приняты.

В ILS Suite реализованы следующие возможности:

- проведение анализа логистической поддержки (АЛП);
- планирование технического обслуживания и ремонта изделия (ТОиР);
- планирование материально-технического обеспечения (МТО);
- разработка требований к средствам технического обслуживания;
- определение требований к численности и квалификации персонала, требований к объему и содержанию технических средств обучения;
- разработка требований к процессам хранения, транспортирования изделия;
- мониторинг технического состояния изделия, процессов эксплуатации и технического обслуживания.

Необходимость применения ПО ILS Suite в процессе сопровождении эксплуатации обусловлена тем, что формируемая в ILS Suite база данных является источником информации для решения всех сопутствующих задач: планирования ТОиР и МТО, разработки эксплуатационной документации, каталогизации и т. п.

Внедрение технологий мониторинга технического состояния позволит осуществлять сбор достоверной информации о фактическом техническом состоянии наземного технологического оборудования, проводить ее анализ и применять результаты при эксплуатации, а также для эффективного планирования ТОиР и МТО.

Литература

[1] Пузакова А.А. Интегрированная логистическая поддержка. Молодой ученый, 2017, № 6 (140), с. 69–72.

[2] Судов Е.В., Левин А.И., Петров А.В., Чурбарова Е.В. Технологии интегрированной логистической поддержки изделий машиностроения. Москва, Издат. дом «ИнформБюро», 2006, 232 с.

[3] Бауэрсокс Д.Д., Клосс Д.Д. Логистика: интегрированная цепь поставок. Москва, Олимп-Бизнес, 2001, 639 с.

[4] Бакаев В.В. (ред.), Судов Е.В., Гомозов В.А. и др. Информационное обеспечение, поддержка и сопровождение жизненного цикла изделия. Москва, Машиностроение-1, 2005, 624 с.

УДК 62

Современные и перспективные способы реализации средств коллективного отображения технологической информации

Шайдурова Ангелина Альбертовна shaydurovaaa@student.bmstu.ru
Филиал АО «ЦЭНКИ» — НИИ стартовых комплексов имени В.П. Бармина

Ксензов Леонид Игоревич L.Ksenzov@russian.space
Филиал АО «ЦЭНКИ» — НИИ стартовых комплексов имени В.П. Бармина

Область применения средств коллективного отображения технологической информации очень широка. Современные технологии позволяют предоставлять необходимый для управления технологическим оборудованием или принятием управленческих решений объем информации практически не ограниченному кругу пользователей этой информации. В этой работе представлены современные возможности средств коллективного отображения на примере их реализации при разработке автоматизированной системы управления работами и учебно-тренировочных средств стартовых комплексов, а также рассмотрены перспективы их развития и актуальные проблемы разработки и эксплуатации.

Ключевые слова: *средства коллективного отображения информации, технологии, комплект средств коллективного отображения, информация*

Средства коллективного отображения применяются там, где необходимо осуществление оперативного контроля и обработки информации, когда требуется анализ большого количества визуальной информации, а также в рекламных целях и в киносфере. В ракетно-космической отрасли СКО также нашли широкое применение, например, на космодроме «Восточный» на техническом комплексе в составе автоматизированной системы подготовки и пуска, на стартовом комплексе — в составе автоматизированной системы управления технологическим оборудованием.

В качестве устройств отображения СКО может использоваться LED-технология, LCD-технология, видеокубы, OLED-экраны, QLED-экраны и видеопроекторы. В рамках разработки автоматизированной системы управления работами на стартовом комплексе (АСУР СК) необходимо было разработать комплект СКО в соответствии с техническим заданием. Основными требованиями были: непрерывная работа (24/7) АСУР СК в течение 14 суток, назначенный срок службы АСУР СК не менее 15 лет, АСУР СК должна обеспечивать не менее 6 пусков в год. При сравнении технологий было выявлено, что LED-технология имеет срок службы до 100 000 часов, подходит для работы 24/7, не имеет швов между модулями, передает контрастную картинку с хорошо различаемыми оттенками. В связи с этим была выбрана в качестве СКО LED-технология. В рамках разработки учебно-тренировочных средств подготовки персонала (УТС ПП) необходимо было разработать СКО в соответствии с техническим заданием. Основным требованием было: назначенный ресурс технических средств УТС ПП должен составлять не менее 20 000 часов. Поскольку на СКО будут транслироваться учебные материалы, было принято решение применить LCD телевизор.

Современные технологии не стоят на месте. В связи с развитием рекламной сферы появляется потребность в новых технологиях отображения информации [1].

Появились выдвижные экраны: идея заключается в использовании базы-подставки, внутри которой будет находиться плоский OLED-экран. Данная технология реализации СКО занимает мало места, легко транспортабельна. Вероятно, в недалеком будущем в ракетно-космической отрасли данная технология будет применяться в качестве СКО. Возможно, скоро в качестве монитора будет выступать голографическое изображение с функцией тачскрин. Данная технология также удобна для реализации СКО, поскольку процесс обучения персонала будет проходить интереснее. Также данная технология не требует специальных требований к транспортировке и занимает мало места. Недавно появилась технология, позволяющая транслировать изображение в нескольких сантиметрах от поверхности без монитора на стену [2, 3]. Проекция такого изображения обладает интерактивными свойствами. Данная технология будет удобна в качестве реализации СКО для детальной проработки информации путем возможности точечного приближения отдельных участков изображения.

В мире современных технологий возникает потребность более быстрого и качественного предоставления информации человеку. В связи с этим стоит необходимость создания и применения перспективных технологий. Для решения задачи реализации СКО необходимо грамотно прорабатывать вопрос применения и установки оборудования под конкретную задачу [4]. Необходимо учитывать технологические особенности проектирования, установки и эксплуатации СКО: действующие стандарты по эргономике и охране труда определяют допустимые расстояния от экрана до операторов, рекомендуют минимальный размер шрифтов на экране, допустимые сочетания цветов и другие важные пользовательские характеристики системы. Правила эксплуатации оборудования, разработанные его производителями, обязывают проектировщиков предусмотреть пространство для настройки и обслуживания системы, обеспечить соблюдение температурного режима, условий вентиляции и т. д. Все эти требования нацелены на то, чтобы в итоге обеспечить комфортные условия для операторов и гарантировать эффективную эксплуатацию объекта.

Литература

[1] ГОСТ Р 52870–2007. Средства отображения информации коллективного пользования. Требования к визуальному отображению информации и способы измерения. URL: https://docs.cntd.ru/document/1200065030?ysclid=lawdcv50z6644321895 (дата обращения 15.11.2022).

[2] Видеостены: подводные камни на разных этапах проекта. URL: https://www.itweek.ru/ infrastructure/article/detail.php?ID=71326&ysclid=law30btxia887946364 (дата обращения 17.11.2022).

[3] Видеостена.ру. URL: https://videostena.ru/content/12-videowall-soikp?ysclid=lawdz1e0sk331199953 (дата обращения 20.11.2022).

[4] Видеостены — обзор важнейших характеристик. URL: https://atanorgroup.ru/services-view/videosteny-obzor-vazhnejshix-xarakteristik/?ysclid=laweankpco757581936 (дата обращения 22.11.2022).

УДК 62-971

Анализ контуров теплоносителей для эффективного наземного термостатирования космических аппаратов при использовании головных обтекателей с щелевыми каналами

Романяк Александр Юрьевич alexsandr97@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Матвеева Ольга Петровна matveevaop@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены пути совершенствования процессов термостатирования космических аппаратов при подготовке к пуску ракет космического назначения за счет использования головных обтекателей с щелевыми каналами, позволяющими снизить требования к теплоносителю и энергозатраты на термостатирование. Проведен анализ контуров активного термостатирования по результатам математического анализа теплообменных процессов между теплоносителем, элементами головного обтекателя, параметрами космического аппарата и воздействующей окружающей средой. Показано, что щелевые каналы в головных обтекателях предпочтительны для организации активного термостатирования, а пассивное термостатирование в щелевых каналах не обеспечивает требуемые для космических аппаратов температурные уровни и целесообразно для зоны размещения космических аппаратов.

Ключевые слова: *космический аппарат, головной обтекатель, щелевые каналы, термостатирование, стартовый комплекс, подготовка к пуску*

Основной текст труда

При решении задач по поддержанию тепловых режимов космических аппаратов (КА) в ходе наземной подготовки к пуску на стартовых комплексах требуется выполнение энергоемких операций по подготовке теплоносителя (чаще всего воздуха) по температуре, влагосодержанию и чистоте [1]. Это связано с циркуляцией теплоносителя через зону размещения КА под головным обтекателем (ГО). Кроме того, в таких контурах ограничивается скорость теплоносителя.

В работах [1, 2] представлены предложения по совершенствованию процессов термостатирования КА при предстартовой подготовке ракет космического назначения (РКН). Предложения основаны на использовании многослойного ГО с щелевыми каналами, образованными внутренней стенкой обтекателя со стрингерами и внутренней стенкой из углепластика, ограничивающей наружный слой в виде сотового наполнителя.

Щелевые каналы ГО используются для циркуляции теплоносителя, образуя контур активного термостатирования. Зона КА используется для пассивного термостатирования. При этом исключается соприкосновение с поверхностью КА основного потока теплоносителя, поэтому требования к нему могут быть существенно упрощены, а энергоемкость процесса термостатирования снижена.

Реализация перспективного предложения потребует проведения доработок наземных систем, обеспечивающих подготовку и подачу теплоносителя. Цель настоящей

работы — обосновать целесообразность проведения доработок наземных систем, направленных на совершенствование процессов термостатирования КА. Для достижения цели проводится сравнительный анализ эффективности существующего, предложенного перспективного и промежуточного вариантов организации контуров теплоносителя при термостатировании КА с минимальными доработками.

В существующем варианте теплоноситель подается через зону с КА под ГО без щелевых каналов, но с теплоизоляцией, смонтированной на внутренней поверхности ГО, что обеспечивает требуемую температуру теплоносителя в зоне КА [3].

В промежуточном варианте теплоноситель также подается через зону с КА под ГО, но без теплоизоляции и с щелевыми каналами, используемыми для пассивного термостатирования. Ожидаемый полезный эффект в промежуточном варианте — уменьшение массы ГО и увеличение объема под обтекателем для размещения КА по сравнению с существующим вариантом.

Анализ в работе проводится по результатам численного математического моделирования теплообменных процессов между элементами ГО, теплоносителем (воздухом), а также с учетом параметров КА и окружающей среды в зимний период, воздействующей на КА с наибольшим температурным перепадом.

Для промежуточного варианта получены практически линейные зависимости изменения температуры внутренней поверхности стенки ГО и коэффициента свободной конвекции в каналах из-за перепада температур стенок в зависимости от толщины щелевых каналов. Теплоизолирующие свойства воздуха в щелевых каналах ограничиваются критериями Грасгофа Gr и Прандтля Pr в комплексе $Gr \cdot Pr < 10^3$ [4]. С увеличением толщины щелевых каналов теплоизолирующие свойства воздуха ухудшаются за счет роста влияния свободной конвекции. Так, при увеличении толщины каналов с 10 до 20 мм, наблюдается почти двухкратный рост коэффициента свободной конвекции.

Показано, что допустимый температурный уровень внутренней поверхности стенки ГО для промежуточного варианта не обеспечивается. В то же время полученные результаты математического моделирования аналогичных процессов при активном термостатировании через щелевые каналы в ГО без теплоизоляции и при пассивном термостатировании в зоне КА являются удовлетворительными.

Таким образом, проведение доработок наземных систем подготовки и подачи теплоносителя для активного термостатирования КА через щелевые каналы ГО без теплоизоляции целесообразно и будет способствовать снижению требований к теплоносителю, а также потребляемой электроэнергии.

Литература

[1] Матвеева О.П., Романяк А.Ю., Удовик И.С. Анализ вариантов сокращения энергопотребления в процессах поддержания тепловых режимов космических аппаратов на стартовых комплексах. Инженерный журнал: наука и инновации, 2019, № 12 (96). DOI: https://doi.org/10.18698/2308-6033-2019-12-1942

[2] Matveeva O., Romanyak A., Udovik I. Investigation of the process of maintaining the thermal regime of spacecraft on launch complexes with distributed circulation of coolant. AIP Conference Proceedings, 2021, vol. 2318, no. 1, art. 100002. DOI: https://doi.org/10.1063/5.0036467

[3] Беляев А.В., Зеленцов В.В., Щеглов Г.А. Средства выведения космических летательных аппаратов. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2007, 56 с.

[4] Михеев М.А., Михеева И.М. Основы теплопередачи. Москва, Бастет, 2010, 342 с.

УДК 629.02

Обоснование типоразмерного ряда перспективных автоцистерн для высококипящих специальных жидкостей

Кирьянова Александра Николаевна kiryanova_an93@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Масагутов Михаил Русланович chuguevskij@gmail.com
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Матвеева Ольга Петровна matveevaop@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Приведены результаты обзора серийных образцов автоцистерн для транспортировки и временного хранения светлых продуктов, химических и высококипящих специальных жидкостей, показаны особенности их транспортирования. Выделены основные характеристики автоцистерн, по которым выполнен кластерный анализ. По категориальным признакам обоснованы группы, объединяющие передвижное сертифицированное емкостное оборудование, из которого можно быстро создать типоразмерный ряд автоцистерн для ракетно-космических комплексов.

Ключевые слова: *автоцистерны, специальные жидкости, типоразмерный ряд, кластеризация, ракетно-космический комплекс*

На сегодняшний день в составе передвижных заправочных средств ракетно-космических комплексов (РКК) используются автоцистерны с емкостями различной вместимости, а также транспортно-заправочные контейнеры, контейнер-цистерны и малые переносные емкости. Передвижное емкостное заправочное оборудование используется для транспортировки и временного хранения, для подготовки высококипящих специальных жидкостей по температуре и газосодержанию (дегазации), при заправке баков ракет-носителей, разгонных блоков, а также космических аппаратов.

Вектором совершенствования передвижного емкостного заправочного оборудования для РКК является использование полуприцепов-цистерн, автоцистерн [1] или автотопливоперевозчиков, предназначенных для транспортировки и временного хранения светлых нефтепродуктов или жидких продуктов для химической промышленности. Создание типоразмерного ряда автоцистерн (АЦ) для РКК может быть достигнуто посредством кластерного анализа существующих передвижных агрегатов.

Кластерный анализ используется в качестве классификационного метода с целью разбиения множества исследуемых агрегатов с емкостным оборудованием по выделенным основным характеристикам на однородные группы или кластеры. К основным характеристикам отнесены габаритные размеры (рабочий объем), материал цистерны, допустимое давление, количество люк-лазов, наличие стороннего теплообменного оборудования, количество секций, наличие (отсутствие) диафрагм снижения колебаний жидкости. Кроме того, учитывается расположение выдающего патрубка, так как цистерна может быть наполнена как верхним, так и нижним наливом при помощи стороннего насоса. При выборе комплектности основного технологического оборудования, размещаемого на АЦ также учтены нормативные требования [2, 3].

Исследование включает в себя сбор исходных данных и первичный анализ характеристик автоцистерн, кодирование категориальных признаков и приведение данных к одному диапазону путем нормализации, используя функцию MinMaxScaler библиотеки Scikit-learn.

Кластерный анализ проводился по методу *k*-средних [4] с использованием языка Python в рабочей среде PyCharm, начиная со случайного выбора центров кластеров. Затем вычислялись расстояния между центрами кластеров и данными для каждой АЦ, присваивая кластеру ближайшие к нему точки. Предыдущий шаг повторяется до достижения минимального суммарного расстояния элементов внутри кластера до его центра. В результате расчета были получены кластеры, значительно отличающиеся друг от друга, но содержащие схожие характеристики АЦ. Это является обоснованием качественного разбиения агрегатов с емкостным оборудованием на группы.

В дальнейшем серийные образцы с базовым сертифицированным емкостным оборудованием требуемого типоразмера могут быть доработаны в части комплектации и использованы в качестве перспективных или модернизируемых АЦ для РКК. Кластеризация автоцистерн по основным характеристикам способствует быстрому созданию типоразмерного ряда подвижного емкостного оборудования для заправки баков потребителей различных объемов на РКК, а также сокращению затрат на разработку и эксплуатацию АЦ.

Литература

[1] Специализированные цистерны для перевозки опасных грузов. Справочное пособие. Москва, Издательство стандартов, 1993.

[2] ДОПОГ. Европейское соглашение о международной перевозке опасных грузов. Нью-Йорк, ООН, 2018, т. I.

[3] ГОСТ Р 50913–96 Автомобильные транспортные средства для транспортирования и заправки нефтепродуктов. Типы, параметры и общие технические требования. Москва, Издательство стандартов, 1996.

[4] Торопчина Г.Н., Двоерядкина Н.Н., Вохминцева Г.П. Элементы кластерного анализа. Благовещенск, Амурский государственный университет, 2006, 24 с.

УДК 629.7.08

Внутренняя компоновка капсул перспективных систем экстренной эвакуации со стартовых комплексов ракет космического назначения

Игрицкий Владимир Александрович igritsky_v_a@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Иванов Алексей Геннадьевич ivanov-ag@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Шиловская Дарья Дмитриевна shilovskayadd@student.bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Одним из вопросов создания перспективных комических ракетных комплексов, обеспечивающих выведение на орбиту пилотируемых транспортных кораблей, является создание систем экстренной эвакуации экипажа пилотируемого транспортного корабля и помогающего им персонала в период посадки в корабль. Показано, что особенно актуальным этот вопрос является для перспективных космических ракетных комплексов сверхтяжелого класса, а ранее реализованные варианты систем экстренной эвакуации экипажа обладают потенциалом для дальнейшего совершенствования, вследствие чего в настоящее время продолжают разрабатываться новые варианты таких систем. В части из этих вариантов эвакуация экипажа и помогающего персонала должна осуществляться внутри специальных капсул или кабин, варианты внутренней компоновки которых рассмотрены в докладе. Выявлены основные требования к такой компоновке в зависимости от типа соответствующей системы экстренной эвакуации, выбраны критерии сравнения вариантов и выявлены наиболее рациональные варианты внутренней компоновки эвакуационных капсул.

Ключевые слова: *система экстренной эвакуации, внутренняя компоновка эвакуационной капсулы, космический ракетный комплекс сверхтяжелого класса, рельсовая система эвакуации космонавтов, система посадки и эвакуации космонавтов, кабина эвакуационного транспортного средства, эвакуационное транспортное средство, внутренняя компоновка кабины*

Создание систем экстренной эвакуации (СЭЭ) космонавтов и помогающего им персонала со стартовых комплексов (СК) ракет космического назначения (РКН) при возникновении аварийных ситуаций во время посадки космонавтов в заправленную РКН является одним из важных вопросов, требующих решения при создании перспективных космических ракетных комплексов, предназначенных для запуска пилотируемых транспортных кораблей (ПТК). К настоящему времени реализовано несколько вариантов таких систем [1]. Однако, поскольку часть из этих систем не позволяет эвакуировать раненых и людей без сознания, а часть — не обеспечивает достаточную безопасность эвакуации при всех возможных погодных условиях, а при эвакуации имеются различные задержки, существует потенциал совершенствования этих СЭЭ. Поэтому разработки новых вариантов СЭЭ для СК РКН продолжаются, в том числе и в России [1–3].

Особенно актуальным является создание СЭЭ для СК перспективных РКН сверхтяжелого класса. Эвакуация с них затруднена сравнительно большой высотой размещения ПТК над уровнем земли и относительно более мощным возможным взрывом при проливе компонентов топлива, так как в этом случае используются более крупные баки, чем у РКН других классов [3].

В некоторых из реализованных [4] и вновь предложенных [1–3] к настоящему моменту вариантах конструкции СЭЭ СК перспективных РКН эвакуация экипажа и помогающего персонала должна осуществляться внутри специальных капсул или кабин, рациональная внутренняя компоновка которых является одним из условий эффективной работы СЭЭ в целом.

В докладе рассмотрены требования, предъявляемые к внутренней компоновке таких капсул или кабин в зависимости числа членов экипажа ПТК и обслуживающего персонала, а также конкретного варианта СЭЭ. В частности, от необходимого уровня защищенности капсулы или кабины, способа ее перемещения и действующих ускорений, будут зависеть: необходимая наружная форма капсулы или кабины; возможные способы размещения людей для восприятия соответствующих значений ускорений. Это отразится и на ее возможной внутренней компоновке. Также эти особенности капсулы или кабины СЭЭ могут оказывать влияние на возможные варианты конструкций и места размещения дверей и окон.

Кроме того, должны быть учтены эргономические требования по проходу и размещению людей в скафандрах и пожарных костюмах, а также возможности размещения устройств для эвакуации раненых [5], количество которых, по возможности, должно соответствовать количеству эвакуируемых за вычетом двоих, необходимых для загрузки пострадавших.

Предложены варианты внутренней компоновки эвакуационных капсул и кабин для СЭЭ СК перспективных РКН.

В качестве критериев сравнения для выбора вариантов внутренней компоновки капсул предлагается использовать:

- время погрузки эвакуируемых при различном соотношении здоровых и пострадавших, которое можно считать основным критерием качества конструкции при обеспечении возможности эвакуации необходимого числа людей;
- площадь поперечного сечения кабины, важную для скоростных средств эвакуации;
- внутренний объем и прочие габаритные размеры, в значительной степени определяющие массу и габариты корпуса капсулы или кабины;
- возможную форму стен, что важно для капсул и кабин, предназначенных для восприятия ударной волны без использования тяжелых броневых листов.

На основе этих критериев выявлены наиболее рациональные варианты внутренней компоновки эвакуационных капсул для некоторых из ранее предложенных вариантов СЭЭ СК перспективных РКН.

Литература

[1] Курицын А.А., Ярополов В.И. Выбор варианта агрегата посадки и эвакуации космонавтов. Пилотируемые полеты в космос, 2017, № 4 (25), с. 54–72.

[2] Плотников В.В., Украинский А.Ю., Скоринов А.А., Дворянинов А.А., Рыжов А.И. Система экстренной эвакуации космонавтов при возникновении аварийной ситуации во время их

посадки в космический корабль. Пат. № RU 2671439 C1 Российская Федерация, 2018, бюл. № 31, 11 с.

[3] Игрицкий В.А. Анализ возможностей создания беспересадочных систем экстренной эвакуации с высотных агрегатов стартовых комплексов ракет космического назначения. Инженерный журнал: наука и инновации, 2022, вып. 4. DOI: http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-4-2173

[4] Бронетранспортер для космоса. M113 на службе NASA. Военное обозрение. 5 мая 2020. URL: https://topwar.ru/170252-bronetransporter-dlja-kosmosa-m113-na-sluzhbe-nasa.html (дата обращения 09.12.2022)

[5] Средства эвакуации раненых: обзор существующих и перспективных устройств для эвакуации раненых и пострадавших. Спецмедтехника, 2019, № 5. URL: http://spmt.ru/wp-content/uploads/2019/05/Sredstva_yevakuacii_ranenykh.pdf (дата обращения 09.12.2022).

УДК 629.7

Повышение эффективности охлаждения углеводородного топлива с использованием жидкого азота на стартовых комплексах

Чугунков Владимир Васильевич chvbmstu@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Александров Александр Анатольевич a.alexandrov@inbox.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Бармин Игорь Владимирович barminkbom@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Золин Анатолий Владимирович pochtatoli@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Для выполнения задачи снижения температуры охлаждения ракетного горючего на стартовых комплексах «Союз» при переходе на использование в блоках первой и второй ступеней ракеты-носителя «Союз-2» ракетного топлива «нафтил» вместо горючего Т1, проанализировано влияние вариантов организации процессов охлаждения топлива в системах охлаждения топлива с применением жидкого азота и теплообменников «труба в трубе» на эффективность выполнения операции охлаждения при требуемых ограничениях на время ее проведения. Представлены результаты моделирования процессов охлаждения топлива, обоснованы возможности сокращения времени проведения операции его охлаждения оборудованием стартовых комплексов и уменьшения затрат жидкого азота в модернизированных системах по сравнению с существующими системами на стартовых комплексах «Союз».

Ключевые слова: *углеводородное ракетное топливо, охлаждение, жидкий азот, комбинация теплообменников*

Введение

Операции охлаждения углеводородного ракетного топлива проводятся системами ракетно-космических стартовых комплексов для повышения плотности, обеспечения необходимых свойств топлива и характеристик двигательных установок ракет космического назначения (РКН) и на практике осуществляются с применением жидкого азота, используемого в качестве охлаждающей среды [1–8].

Применение жидкого азота для охлаждения ракетного топлива обусловлено его производством на космодромах в больших объемах, значительными массами ракетного топлива, подвергаемого охлаждению в относительно короткие промежутки времени, а также невысокой интенсивностью пусков, выполняемых различными стартовыми комплексами, исчисляемой, как правило, несколькими пусками в год [2].

На стартовых комплексах РКН «Союз» функционируют 12 систем охлаждения горючего путем бесконтактного теплообмена с жидким азотом в рекуперативных теплообменниках типа «труба в трубе» [3]. Процесс охлаждения горючего осуществляется путем его перекачки насосными установками через секции рекуперативных теплооб-

менников «труба в трубе» по замкнутому контуру емкость — насосная установка — теплообменный аппарат — емкость. При этом керосин Т1 охлаждается до среднебаковой температуры минус 3±2,5 °С, а горючее РГ1 — до минус 20±2,5 °С. На стартовом комплексе РКН «Союз» в Гвианском космическом центре охлаждение топлива РГ-1 осуществляется до температуры минус 29 °С.

Методы

Для выполнения задачи снижения температуры охлаждения ракетного горючего на стартовых комплексах «Союз» при переходе на использование в блоках первой и второй ступеней ракеты-носителя «Союз-2» ракетного топлива «нафтил» вместо горючего Т1 и необходимости более глубокого его охлаждения до температуры минус 32 °С (для системы на космодроме «Восточный»), на основе разработанного методического аппарата проанализировано влияние на эффективность выполнения операции охлаждения при требуемых ограничениях на время ее проведения различных вариантов построения систем охлаждения топлива с применением жидкого азота.

Варианты модернизации системы охлаждения с теплообменниками «труба в трубе» включают введение в нее дополнительных секций теплообменников «труба в трубе», дополнительного витого теплообменника, размещенного в резервуаре с антифризом, который охлаждается азотом [5], выходящим из секций теплообменников «труба в трубе», а также дополнительной емкости с теплообменной рубашкой и витым теплообменником [8].

Результаты

Проведена оценка возможности повышения эффективности использования холода жидкого азота для охлаждения ракетного топлива в модернизированных системах стартовых комплексов «Союз» по сравнению с существующими системами.

Показана возможность уменьшения потребной массы жидкого азота, необходимой для охлаждения топлива, на 15…40 % по сравнению с существующими системами.

Выводы

Предложенные варианты системы охлаждения топлива с использованием жидкого азота позволяют обеспечить сокращение времени проведения операции охлаждения топлива оборудованием стартовых комплексов и уменьшение затрат жидкого азота по сравнению с существующими системами. Разработанный методический аппарат может использоваться для выполнения проектных и эксплуатационных расчетов процессов температурной подготовки ракетного топлива на стартовых комплексах, прогнозирования потребной массы жидкого азота, времени и эффективности выполнения операций охлаждения топлива при различных значениях параметров окружающей среды, начальных и требуемых конечных значениях температуры топлива.

Литература

[1] Гончаров Р.А., Чугунков В.В. Определение параметров и режимов работы стартового оборудования по охлаждению углеводородного горючего перед заправкой в бортовые баки ракеты-носителя. Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2012, № S, с. 39–42.

[2] Александров А.А., Денисов О.Е., Золин А.В., Чугунков В.В. Охлаждение ракетного топлива стартовым оборудованием с применением жидкого азота. Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2013, № 4, с. 24–29.

[3] Александров А.А., Бармин И.В., Кунис И.Д., Чугунков В.В. Особенности создания и развития криогенных систем ракетно-космических стартовых комплексов «Союз». Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Машиностроение, 2016, № 2, с. 7–27.

[4] Chugunkov V.V., Denisova K.I., Pavlov S.K. Effective models of using liquid nitrogen for cooling liquid media. AIP Conference Proceedings, 2019, vol. 2171, art. 200002. DOI: https://doi.org/10.1063/1.5133360

[5] Александров А.А., Бармин И.В., Золин А.В., Чугунков В.В. Анализ эффективности охлаждения углеводородного топлива с использованием жидкого азота и комбинации рекуперативных теплообменников. Инженерный журнал: наука и инновации, 2020, вып. 3. DOI: http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2020-3-1965

[6] Chugunkov V.V., Denisova K.I. Fuel cooling with liquid nitrogen in a tank with a built-in heat exchanger. AIP Conference Proceedings, 2021, vol. 2318, art. 100003. DOI: https://doi.org/10.1063/5.0036228

[7] Александров А.А., Бармин И.В., Денисова К.И., Чугунков В.В. Показатели эффективности охлаждения топлива с использованием жидкого азота в емкостях со встроенными теплообменниками. Инженерный журнал: наука и инновации, 2021, № 3. DOI: https://doi.org/10.18698/2308-6033-2021-3-2064

[8] Александров А.А., Бармин И.В., Денисова К.И., Золин А.В., Павлов С.К., Чугунков В.В. Характеристики охлаждения ракетного топлива жидким азотом в емкостях наземных комплексов с теплообменной рубашкой. Инженерный журнал: наука и инновации, 2022, № 3. DOI: https://doi.org/10.18698/2308-6033-2022-3-2163

УДК 629.7.08

О возможностях использования гусеничных шасси в перспективных системах экстренной эвакуации со стартовых комплексов ракет космического назначения

Игрицкий Владимир Александрович igritsky_v_a@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Иванов Алексей Геннадьевич ivanov-ag@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Силаков Иван Михайлович ivan.silakov.99@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Иваненков Вячеслав Васильевич ivanenkov1941@gmail.com
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены варианты систем экстренной эвакуации космонавтов и обслуживающего персонала с перспективных стартовых комплексов включающие использование наземных транспортных средств горизонтального перемещения. Проанализированы преимущества и недостатки использования гусеничного шасси для транспортных средств горизонтального перемещения, с учетом возникающих при возможных авариях поражающих факторов. Показано, что для создания таких транспортных средств горизонтального перемещения рационально использовать в качестве прототипов существующие и перспективные боевые гусеничные машины, а сами транспортные средства горизонтального перемещения должна быть роботизированы. Разработаны варианты общей компоновки гусеничных транспортных средств горизонтального перемещения. Выбран рациональный уровень защищенности транспортных средств горизонтального перемещения и рассчитаны толщины броневых листов. Получена оценка массы, определены основные габаритные размеры и сформулированы общие технические требования, предъявляемые к транспортным средствам горизонтального перемещения.

Ключевые слова: *система экстренной эвакуации, система посадки и эвакуации космонавтов, гусеничное шасси, эвакуационное транспортное средство, эвакуационная капсула, средство эвакуации, космический ракетный комплекс сверхтяжелого класса, бронированное транспортное средство*

Одним из важных вопросов, требующих решения при создании новых стартовых комплексов (СК) ракетно-космических комплексов (РКК), предусматривающих возможность доступа персонала к ракете космического назначения (РКН) в период подготовки к пуску, в том числе с целью посадки космонавтов в пилотируемый транспортный корабль (ПТК), является создание систем экстренной эвакуации (СЭЭ). Наличие таких систем необходимо в связи с тем, что в связи с наличием в РКН компонентов ракетного топлива (КРТ) возможно возникновение различных опасных ситуаций, в том числе пожаров и взрывов, связанных с возможными проливами КРТ.

К настоящему времени был разработан целый ряд конструкций СЭЭ, используемых в составе СК различных РКК[1], однако вопрос разработки более совершенных

вариантов таких систем остается актуальным, поскольку существует потенциал совершенствования.

Одним из важных элементов, обеспечивающих экстренную эвакуацию космонавтов и персонала с СК РКК, являются наземные транспортные средства [1, 2], которые могут выполнять соответствующие функции, не входя в состав СЭЭ. Так, например, в некоторых случаях экстренная эвакуация может осуществляться с помощью автобуса, на котором космонавты и персонал доставляются к СК для последующей посадки в ПТК. Кроме того, наличие защищенных убежищ, предусмотренных большинством проектов СЭЭ СК РКК, фактически подразумевает и желательность решения вопроса последующей безопасной эвакуации пострадавших из этих убежищ далее за пределы опасной зоны, поскольку опасность взрыва в некоторых ситуациях может сохраняться в течение десятков часов.

В других случаях такие средства могут входить в состав СЭЭ. Так, например, в США десятки лет в качестве эвакуационного транспортного средства на СК РКК эксплуатировались доработанные гусеничные бронетранспортеры M113 [3], впоследствии замененные на колесные бронетранспортеры Caiman производства компании BAE Systems [4].

В России тоже была предложена конструкция СЭЭ [2], включающая транспортное средство горизонтального перемещения (ТСГП), которое должно вывезти эвакуационную капсулу или самих эвакуируемых за пределы опасной зоны по возможности за минимальное время. При этом для того, чтобы не подвергать риску дополнительных людей это транспортное средство должно быть по возможности роботизированным. Минимально допустимое время эвакуации может достигаться как за счет увеличения скорости движения этого транспортного средства, так и за счет увеличения уровня защищенности эвакуируемых в нем людей.

В связи с этим актуальным является вопрос выбора типа шасси ТСГП. В докладе рассматриваются возможности применения в составе ТСГП гусеничных шасси, обладающих рядом существенных преимуществ. Основным из них являются: высокая несущая способность, что позволяет использовать эвакуационные капсулы и кабины с повышенным уровнем защищенности, стойкость к тепловым и химическим воздействиям, стойкость к ударным нагрузкам и высокая проходимость. При этом основными недостатками таких шасси являются относительно невысокая скорость и повышенные эксплуатационные расходы. Однако в связи с опасностью внезапного возникновения препятствий на пути эвакуации вследствие разлета обломков при взрыве и эпизодической эксплуатации ТСГП эти недостатки являются в данном случае не очень важными.

В связи с близостью решаемых задач обеспечения защищенности транспортного средства при сохранении достаточной его подвижности в качестве прототипов для создания ТСГП могут использоваться существующие и перспективные боевые гусеничные машины.

В докладе представлены результаты проработки вариантов общей компоновки гусеничных ТСГП. На основе анализа поражающих факторов возможных аварий на СК РКК был выбран рациональный уровень защищенности ТСГП и выполнены оценочные расчеты толщины броневых листов. На основе их результатов была получена оценка массы, определены основные габаритные размеры и сформулированы общие технические требования, предъявляемые к ТСГП.

Проведенные оценки показывают перспективность использования гусеничных ТСГП в составе СЭЭ СК РКК.

Литература

[1] Курицын А.А., Ярополов В.И. Выбор варианта агрегата посадки и эвакуации космонавтов. Пилотируемые полеты в космос, 2017, № 4 (25), с. 54–72.

[2] Плотников В.В., Украинский А.Ю., Скоринов А.А., Дворянинов А.А., Рыжов А.И. Система экстренной эвакуации космонавтов при возникновении аварийной ситуации во время их посадки в космический корабль. Патент № RU 2671439 C1 Российская Федерация, 2018, бюл. № 31, 11 с.

[3] Бронетранспортер для космоса. M113 на службе NASA. Военное обозрение. URL: https://topwar.ru/170252-bronetransporter-dlja-kosmosa-m113-na-sluzhbe-nasa.html (дата обращения 09.12.2022).

[4] Бронетранспортер Caiman (MTV). Техножизнь. URL: https://tech-life.org/arms/211-caiman-mtv.html (дата обращения 02.12.2022).

УДК 629.7.085

Исследование флуктуаций температуры в термостатируемых грузовых отсеках наземных средств доставки объектов ракетной техники

Комлев Дмитрий Сергеевич dimonkomlev@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Чугунков Владимир Васильевич chvbmstu@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Бармин Игорь Владимирович barminkbom@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

С помощью сформированной математической модели проведен анализ и представлены результаты оценки флуктуаций температуры в термостатируемых грузовых отсеках наземных средств доставки объектов ракетной техники. Температурный режим отсека формируется воздушной системой обеспечения температурных режимов с коллекторным способом подачи воздуха во внутреннее пространство грузового отсека. Результаты анализа сопоставлены с данными численных расчетов.

Ключевые слова: *ракетный блок, транспортирование, грузовой отсек, обеспечение температурных режимов, раздаточный коллектор*

Возросшие потребности в данных, полученных со спутников дистанционного зондирования, а также в качественной спутниковой связи приводит к необходимости частых запусков малых космических аппаратов при помощи ракет-носителей легкого и сверхлегкого класса [1]. В качестве таких носителей могут быть использованы как конверсионные, так и вновь разработанные ракеты, имеющие в своем составе твердотопливные двигатели [2].

При этом, создание подобных твердотопливных носителей приводит к необходимости разработки соответствующих транспортных средств, обеспечивающих доставку составных частей изделий ракетно-космической техники к местам проведения их сборки, испытаний и пусков.

В свою очередь, обеспечение необходимых параметров температуры в грузовых отсеках транспортных средств при доставке объектов ракетной техники проводится с использованием воздушных систем обеспечения температурных режимов (ВСОТР), при создании которых требуется прогнозировать распределение температуры в продольном и поперечных направлениях внутреннего пространства грузового отсека и ракетного блока [3, 4].

Подобное прогнозирование необходимо в связи с тем, что в ряде случаев системы поддержания температурного режима должны обеспечивать температурный диапазон в пределах +12…+25°С с градиентами не более 1°С/м при транспортировании и хранении частей ракетной техники. Превышение заданных в техническом задании флуктуаций температур может оказывать существенное влияние на эксплуатационные свойства изделия [5, 6].

В работе [7] было показано, что для ВСОТР, у которой подача и распределение воздуха во внутреннем объеме грузового отсека осуществляется с помощью раздаточного коллектора, размещенного в его верхней зоне, а возвратный поток формиру-

ется в сторону вытяжного отверстия, расположенного в торцевой стенке, наибольшие значения температурных перепадов по высоте грузового отсека наблюдаются в зимний период. Данное обстоятельство связано с тем, что теплый воздух из коллектора выходит в грузовой отсек, где находится более холодный и, как следствие, имеющий более высокую плотность воздух грузового отсека, что в силу разности плотностей и действия термогравитационных сил способствует сосредоточению более теплого воздуха в верхней части отсека транспортного средства и формированию повышенных поперечных перепадов температуры в конструкции ракетного блока для зимнего режима термостатирования.

Также в работе [7] отмечено, что для уменьшения влияния данного эффекта целесообразно включение в систему нижнего раздаточного коллектора с организацией реверсивной подачи воздуха в нижний и верхний раздаточный коллекторы: для зимних режимов эксплуатации обеспечивая подачу воздуха в грузовой отсек «снизу вверх», для летних — «сверху вниз».

В настоящей работе рассмотрена математическая модель, позволяющая оценить эффективность предложенного ранее решения. Адекватность разработанной математической модели проверена сравнением с результатами численного моделирования.

Моделирование теплообменных процессов и движения теплоносителя в условиях сложного теплообмена на поверхностях конструкций с учетом действия термогравитационных сил на процессы течения воздуха в грузовом отсеке позволяет обоснованно прогнозировать как параметры температурного состояния объектов ракетной техники при выполнении операций их транспортирования с завода-изготовителя на технический комплекс, так и эффективность вновь создаваемых ВСОТР.

Литература

[1] Ракета Electron вывела на орбиту три разведывательных спутника США. ТАСС. URL: https://tass.ru/kosmos/8716369 (дата обращения 12.11.2022).

[2] Китай осуществил первый запуск твердотопливной ракеты «Лицзянь-1». Интерфакс. URL: https://www.interfax.ru/world/853995 (дата обращения 12.11.2022).

[3] Chugunkov V.V., Komlev D.S. Modeling the air flow and heat transfer characteristics in the ground-based complex vehicle cargo compartments during rocket equipment transportation. AIP Conference Proceedings 2318, 2021, art. 100001. DOI: https://doi.org/10.1063/5.0036227

[4] Комлев Д.С., Чугунков В.В. Моделирование течения и теплообмена воздуха при термостатировании космического аппарата в изотермическом транспортном контейнере. XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, т. 2, с. 468–469.

[5] Матвеева О.П., Романяк А.Ю., Удовик И.С. Анализ вариантов сокращения энергопотребления в процессах поддержания тепловых режимов космических аппаратов на стартовых комплексах. Инженерный журнал: наука и инновации, 2019, вып. 12. DOI: http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2019-12-1942

[6] Timnat Y.M. Advanced chemical rocket propulsion. London; Orlando, Academic Press, 1987.

[7] Комлев Д.С., Чугунков В.В., Бармин И.В., Денисов О.Е. Моделирование параметров обеспечения температурного режима в грузовом отсеке транспортного средства при транспортировании объектов ракетной техники. XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, т. 2, с. 500–502.

УДК 629.97

Оценка эффективности применения тепловых аккумуляторов для термостабилизации поверхностей наземных антенн комплексов управления летательными аппаратами

Удовик Илья Сергеевич iltaria@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Бармин Игорь Владимирович barminkbom@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Чугунков Владимир Васильевич chvbmstu@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены перспективы применения тепловых аккумуляторов для термостабилизации поверхностей крупногабаритных параболических антенн комплексов управления летательными аппаратами. Для оценки эффективности проведен сопряженный термопрочностной анализ на примере щита отражающей поверхности антенной системы с диаметром зеркала 32 м, при действии на него солнечной радиации. При этом сравниваются два расчетных случая: при наличии и отсутствии тепловых аккумуляторов, расположенных на тыльной стороне приемной поверхности антенны. Определяется деформационная картина отражающей поверхности щита, оценивается среднеквадратичное отклонение поверхности параболического зеркала антенны и делается вывод об эффективности применения рассматриваемой пассивной системы термостабилизации в составе антенны.

Ключевые слова: *летательный аппарат, наземный комплекс управления, термостабилизация поверхности антенны, тепловой аккумулятор*

Для решения задач спутниковой, космической связи в режимах приемопередачи в заданных диапазонах частот в составе наземных комплексов управления широко используются крупногабаритные зеркальные параболические антенные системы [1, 2]. К таким действующим антеннам можно отнести: радиотелескоп ТНА-1500 с диаметром зеркала 64 м, расположенный в Калязинской радиоастрономической обсерватории; радиотелескоп РТ-70 с диаметром зеркала 70 м Центра дальней космической связи и другие.

Одной из важнейших характеристик антенных систем является коэффициент усиления, который показывает, во сколько раз мощность полезного сигнала на выходе антенны больше мощности того же сигнала во время приема на ненаправленную антенну. При этом любое отклонение реальной формы отражающей поверхности (зеркала) антенны от идеального параболоида ведет к росту уровня боковых лепестков диаграммы направленности и снижает значение коэффициента усиления, а значит, ухудшает качество принимающего сигнала. В некоторых случаях это может быть критичным. Оценку точности соответствия реальной формы зеркала от идеальной ведут по среднеквадратичному отклонению антенны σ, под которым понимается среднее значение квадрата отклонения $d(r)$ реальной отражающей поверхности от поверхности S идеального параболоида [3]:

$$\sqrt{\frac{1}{S}\int_S d^2\,(r)\,dS},$$

где $r = r(x, y, z)$ — радиус-вектор точек $M(r) \in S$.

Искажение формы зеркала происходит как по причине погрешностей изготовления и монтажа на антенну отдельных ее элементов — силового каркаса, щитов отражающей поверхности и пр., так и в результате эксплуатации антенной системы: под действием атмосферных осадков, ветра, действия силы тяжести; инерционных нагрузок во время вращения антенны; вследствие неравномерного прогрева рефлектора солнечными лучами. С ростом размеров антенн фактор неравномерности прогрева (термостабилизации) рефлектора оказывается наиболее существенным. Это связано с ростом градиента температур между точками, лежащими на противоположных концах диаметра антенны [4]. Перепад температур резко возрастает тогда, когда одна половина рефлектора находится в тени, а другая — под влиянием солнечной радиации.

Одним из способов решения вопроса термостабилизации является размещение между тыльной стороной отражающей поверхности и ребрами силового каркаса рефлектора теплоизоляционных панелей с организацией продувки образованного щелевого пространства воздухом с помощью вентиляторов. Однако данный способ не исключает неравномерность прогрева щитов отражающей поверхности и не защищает их от прямого действия солнечной радиации.

В данной работе для решения данной проблемы предлагается использовать пассивную систему термостабилизации, которая подразумевает заполнение с тыльной стороны щелевой полости теплоаккумулирующим материалом (ТАМ). Принцип работы такой системы основан на поглощении теплоты при плавлении ТАМ. В качестве ТАМ можно применять *n*-парафины, представленные широким гомологическим рядом и имеющие низкую температуру плавления.

Цель настоящей работы — оценить эффективность применения пассивной системы термостабилизации крупногабаритных антенн. Для достижения данной цели проводится сопряженный термопрочностной анализ щитов отражающей поверхности антенной системы с диаметром зеркала 32 м. Моделируется нестационарная задача воздействия солнечной радиации на щит при наличии и отсутствии тепловых аккумуляторов холода, расположенных на тыльной стороне поверхности щитов.

Термические деформации, определенные в результате моделирования, показывают целесообразность применения пассивной системы термостабилизации при решении задачи увеличения теплообмена между ТАМ и отражающей поверхностью.

Литература

[1] Проблемы антенной техники / под ред. Л.Д. Бахраха, Д.И. Воскресенского. Москва, Радио и связь, 1989, 368 с.

[2] Поляк В.С. Прецизионные конструкции зеркальных радиотелескопов: Опыт создания, проблемы анализа и синтеза. Рига, Зинатне, 1990, 526 с.

[3] Баничук Н.В., Карпов И.И., Климов Д.М., Маркеев А.П., Соколов Б.Н., Шаранюк А.В. Механика больших космических конструкций. Москва, Факториал, 1997, 302 с.

[4] Баев А.И., Золин А.В., Чугунков В.В. Моделирование температурного состояния элементов конструкций поверхности антенны наземного комплекса управления космическими аппаратами в условиях действия солнечной радиации. XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства:: сб. тез.: в 4 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, т. 2, с. 468–470.

УДК 629.78

Методика обеспечения управляемого сведения космической станции с орбиты в условиях возникновения нештатной ситуации

Абанин Олег Игоревич olegaban@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены группы возможных нештатных ситуаций, которые могут нарушить процесс управляемого сведения космической станции с орбиты. Приведены возможные варианты конфигурации космической станции для выполнения операций по управляемому входу в атмосферу и затоплению в ограниченной области Тихого океана. Сформированы рекомендации по управлению движением для различных сценариев возникновения нештатных ситуаций. В соответствии с принципами работы предлагаемой методики обнаружения аномалий в работе бортовых систем космических аппаратов, в статье показана структура алгоритма управления движением космической станции, обеспечивающего выбор управляющих воздействий в зависимости от располагаемого времени при нештатной ситуации. Исследовано влияние нештатных ситуаций на траекторию спуска и область разброса несгорающих обломков.

Ключевые слова: *космическая станция, сведение с орбиты, траектория, бортовая система*

Для современных космических станций, функционирующих на околоземной орбите длительное время (десятки лет) характерно значительное увеличение массы и усложнение конструкции. Это обстоятельство значительно усложняет планирование и реализацию процесса сведения космических стаций с орбиты. В качестве примера масса МКС в 2022 году превысила 440 т, что даже в перспективе наличия трех пристыкованных к станции ТГК «Прогресс» означает низкую тяговооруженность станции как космического аппарата и осложняет реализацию ее управляемого сведения с орбиты в рамках принятых требований и ограничений на планирование цепочки полетных операций, времени на реализацию сценария сведения с орбиты и размеров района разброса обломков в необитаемой области Тихого океана.

Также следует отметить, что на заключительном этапе функционирования космических станций, надежность элементов конструкции и показатели ресурса и наработки бортовых систем значительно уменьшаются, что в свою очередь повышает вероятность возникновения нештатных ситуаций (НШС) при выполнении сложных динамических операций, связанных со сведением космической станции как крупногабаритного объекта с орбиты.

Характерной особенностью реализации процесса сведения КС с орбиты является его необратимость при снижении до высоты 279 км [1].

Все обозначенные выше факторы и ограничения, а также риски связанные с агрессивным воздействием атмосферы и внешней космической среды, обуславливают необходимость тщательного оперативного контроля параметров движения космической станции и состояния бортовых систем (БС) для своевременного обнаружения и парирования возможных НШС, способных привести к нарушению реализации номинального плана по сведению станции с орбиты, значительному выходу области разброса обломков за обозначенные пределы или даже к неуправляемому сведению космической станции с орбиты.

В данной работе рассматриваются те НШС, которые могут возникнуть непосредственно в процессе начала реализации плана по сведению с орбиты на заключительном этапе эксплуатации космического комплекса, не затрагивая возможные аварийные ситуации на предыдущих этапах [2].

В первую очередь контроль и анализ состояния космической станции необходимо выполнять по отношению к тем БС, НШС в работе которых могут существенно повлиять на реализацию управляемого сведения с орбиты и привести к возникновению критической аварийной ситуации. Так, например, требуется обратить особое внимание на работу объединенной двигательной установки (ОДУ), состояния функционально-грузовых блоков (ФГБ) с топливом и работу системы управления движением и навигации (СУДН) в качестве контроля и поддержания ориентации станции, а также прочих, связанных с их работой служебных БС [3, 4].

Выявление НШС на ранней стадии позволит сократить определение момента времени для реализации резервного сценария или принятия мер по парированию возникшей аномалии и ее развития в НШС, способную привести к недопустимым последствиям. С этой целью разработана методика анализа телеметрических параметров космической станции для обнаружения аномалий в работе БС и прогноза возникновения НШС с последующим формированием и выдачей рекомендаций по управлению движением станции в процессе ее сведения с орбиты. Также для выполнения оперативной оценки влияния момента времени обнаружения НШС на траекторию сведения с орбиты предлагается методика моделирования баллистической схемы сведения с орбиты на примере МКС. В работе описана циклограмма выдачи рекомендаций по управлению движением орбитальной станцией в условиях возникновения нештатных ситуаций для различных вариантов конфигурации станции и сценариев возникновения аварийных ситуаций. Также следует учитывать влияние ошибок прогноза расходов ресурсов станции (например, затраты топлива на поддержание ориентации космической станции в период выполнения управляющих импульсов для сведения с орбиты).

В качестве заключения, следует отметить:

1. После начала реализации запланированного сценария по сведению ОС с орбиты наиболее существенными НШС, способными оказать значительное негативное влияние на результирующую траекторию сведения являются проблемы в работе двигательных и топливных систем ТГК «Прогресс» и ФГБ, а также проблемы устойчивости и стабилизации станции.
2. Разрабатываемый алгоритм обнаружения НШС и методика моделирования баллистической схемы сведения способны выполнять оперативную оценку влияния НШС на траекторию полета ОС и способствовать поддержанию управляемого сведения с орбиты.

3. Заблаговременное обнаружение проблем в работе системы СУДН позволит сэкономить и предотвратить непредвиденные расходы топлива на поддержание ориентации.

Литература

[1] Luchinski V., Murtazin R.F. Mission profile of targeted splashdown for space station Mir. Journal of spacecraft and rockets, 2003, vol. 40, no. 5. DOI: https://doi.org/10.2514/2.6915

[2] NASA's management and utilization of the ISS. Report no. IG-18-021. July 30, 2018, pp. 24–30.

[3] Sorge M.E., Vojtek M.E. Understanding space debris. Crosslink: the aerospace corporation magazine of advances in aerospace technology. Fall 2015 Los Angeles, 2015, pp. 30–35. Available at: http://www.aero.org/publications/crosslink/index.html (accessed September 10, 2022).

[4] Murtazin R.F., Gray C. ISS controlled deorbit: challenges and solutions. IAC-17 Conference Paper, 2017, 6 p.

УДК 53.082.36

Спутники сферической формы как инструмент исследования

Алямовский Сергей Николаевич 9859673443@mail.ru
ПАО «РКК «Энергия»

Для решения многих научных и прикладных задач важно точное знание положения станции на орбите. Основные трудно учитываемые возмущения движения орбитальной станции связаны с изменением силы сопротивления атмосферы Земли. В качестве инструментов исследования данной задачи предлагается использовать спутники идеальной сферической формы двух типов (для проведения экспериментов вне и внутри орбитальной станции). Анализ движения спутников дает возможность детального тестирования модели атмосферы Земли, используемой при прогнозировании движения орбитальной станции, а также позволяет уточнить месторасположение центра масс станции.

Ключевые слова: *спутник сферической формы, орбитальная станция, сила сопротивления атмосферы Земли, центр масс*

Спутники сферической формы как инструмент исследования

Для решения многих научных и прикладных задач важно точное знание положения станции на орбите. Основные трудно учитываемые возмущения движения орбитальной станции связаны с изменением силы сопротивления атмосферы Земли [1]. На плотность атмосферы Земли влияют многие факторы: активность Солнца, геомагнитная активность и т. д. Из-за влияния этих факторов значение плотности атмосферы может значительно отличаться от прогнозируемого значения [2]. Это обстоятельство часто приводит к трудностям эксплуатации космических аппаратов. Например, орбитальная станция «Салют-7» в конце своей работы была выведена на высокую орбиту — она должна была дождаться старта орбитального корабля «Буран» и стыковки с ним. Однако из-за изменения плотности атмосферы в прогнозируемом временном интервале, она гораздо быстрее ожидаемого срока вошла в плотные слои атмосферы [3].

В качестве инструментов исследования данной задачи предлагается использовать спутники идеальной сферической формы двух типов (для проведения экспериментов вне и внутри орбитальной станции). В рамках космического эксперимента «Вектор-Т» для проверки и калибровки математических моделей и алгоритмов, используемых при расчете плотности атмосферы в задачах определения и прогноза движения космических аппаратов на низких околоземных орбитах, с борта МКС запускается спутник идеальной сферической формы, размеры и масса которого точно известны. Движение спутника определяется по траекторным измерениям (с помощью наземных станций радиоконтроля орбиты), и так как его баллистический коэффициент постоянен, появляется возможность по движению спутника по орбите рассчитать плотность атмосферы и уточнить параметры модели атмосферы [4].

На орбитальную станцию действует сила сопротивления атмосферы Земли, а объекты внутри герметичного отсека станции защищены от действия этой силы корпусом станции. Вследствие этого, при освобождении спутника внутри герметичного отсека станции (безинерционном запуске), он начинает двигаться относительно корпуса

станции. Решается задача, аналогичная приведенной выше. В данном случае траектория движения спутника определяется относительно корпуса станции по видеозаписи.

Во время движения по орбите корпус орбитальной станции поворачивается вокруг своего центра масс (для МКС скорость такого поворота примерно 4 град/мин). Движение спутника внутри герметичного отсека станции позволяет уточнить местоположение центра масс станции (сравнением траекторий движения при запуске из разных точек станции с результатами численного моделирования).

Данные исследования направлены на экспериментальную проверку и калибровку математических моделей и алгоритмов, используемых при расчете силы атмосферного сопротивления в задачах определения и прогнозирования движения орбитальной станции. Анализ движения спутников дает возможность детального тестирования модели атмосферы Земли, используемой при прогнозировании движения орбитальной станции, а также позволяет уточнить месторасположение центра масс станции.

Литература

[1] ГОСТ Р 25645.166–2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. Москва, Изд-во стандартов, 2004, 28 с.

[2] Беляев М.Ю., Рулев Д.Н., Медведев Е.С., Макейчук Д.Н., Сазонов В.В. Повышение точности определения и прогнозирования параметров движения орбитальной станции. Легостаев В.П. (ред.)., Беляев М.Ю. (ред.). Ракетно-космическая техника: сб. ст. Сер. XII, вып. 1–2. Королёв РКК «Энергия» им. С.П. Королёва, 2011, с. 157–168.

[3] Алямовский С.Н., Беляев М.Ю., Рулев Д.Н., Сазонов В.В., Тарасова М.М. Сферические спутники — от начала космической эры до современных экспериментов (к 60-летию запуска первого в мире спутника Земли). Космическая техника и технологии, 2017, № 4, с. 5–14.

[4] Алямовский С.Н. Исследование движения центра масс свободно парящего тела внутри герметичного отсека МКС в космическом эксперименте ««Вектор-Т». Тр. LII чтений, посв. разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Казань, Изд-во Казан. ун-та, 2018, с. 50–56.

УДК 533.69.048

Влияние ветра на аэродинамику отделяемого головного блока с включенной двигательной установкой при аварии на старте

Аникеева Мария Ивановна anykeeva_emina@mail.ru
ПАО «РКК «Энергия»

Михайлов Максим Викторович mvmikhaylov1987@gmail.com
ПАО «РКК «Энергия»

Дядькин Анатолий Александрович anatolydyadkin@gmail.com
ПАО «РКК «Энергия»

Исследованы особенности влияния скорости и направления ветра на аэродинамику отделяемого головного блока (ОГБ) с работающей двигательной установкой (ДУ) системы аварийного спасения (САС) в процессе отделения от аварийной РН на старте. Представлены результаты численных исследований с помощью программного комплекса (ПК) FlowVision, хорошо зарекомендовавший себя при решении аналогичных задач. В квазистационарной постановке изучено влияние интерференции между разделяющимися объектами при фиксированных зазорах между ОГБ и РН при воздействии ветра на аэродинамические (АД) характеристики ОГБ. Проварьирована скорость ветра и его направление. Результаты расчетов представлены в виде структур течения, полей газодинамических параметров около ОГБ и суммарных аэродинамических характеристик, предназначенных для анализа динамики движения (отделения) ОГБ. Выявлено, что скорость, и особенно направление, ветра обуславливают существенное изменение структуры течения, формируемого струями ДУ около ОГБ, что сопровождается изменением его аэродинамических характеристик. Влияние интерференции между разделяющимися объектами наблюдаются на расстояниях, не превышающих одного диаметра миделя ОГБ, что позволяет существенно сократить объем расчетных исследований для определения и формирования исходных данных по аэродинамике ОГБ для проектных исследований.

Ключевые слова: *аэродинамика, ветровое воздействие, двигательная установка, отделяемый головной блок*

Введение

В случае аварии РН на участке выведения пилотируемого корабля на орбиту безопасность экипажа обеспечивается системой аварийного спасения (САС), ДУ которой обеспечивает отделение возвращаемого аппарата (ВА) и увод его на безопасное расстояние с последующей мягкой посадкой на парашютах.

Одним из наиболее сложных для осуществления маневра увода ВА является случай аварии РН на старте [1]. Это связано с малой высотой и ограниченным ресурсом (резервом) времени на выполнение всех необходимых операций для спасения экипажа, находящегося внутри ВА. Для этого случая чрезвычайно важным является надежное прогнозирование аэродинамических сил и моментов, действующих на ОГБ с работающими ДУ САС в процессе отделения в условиях возмущенной атмосфере (при наличии ветра).

Методика

Исследование влияния ветра с максимальной скоростью, характерной для района старта, на аэродинамику ОГБ осуществляется расчетным путем с использованием ПК FlowVision российской фирмы ТЕСИС [2, 3]. В связи с малой собственной скоростью движения ОГБ на участке разделения задача решается в квазистационарной постановке — расстояние между разделяющимися объектами задается дискретно, а собственная скорость блока не учитывается. Задача решается для ОГБ с верхним расположением ДУ САС [4]. Компоновка аналогична используемым для кораблей «Союз», Apollo, Orion, «Федерация» и др. В процессе исследований варьируется скорость ветра и его ориентация относительно изделия. Скорость ветра задается с учетом ограничения ее значений, определяемых требованиями безопасности, характерных для большинства изделий ($V_{\text{ветра max}}$ = 32,7 м/с с учетом порыва). В работе представлены данные по структуре течения, полям газодинамических параметров (числа Маха, давления, плотности) в области течения около ОГБ и его суммарные АДХ, необходимые для исследования динамики движения ОГБ в процессе отделения. Исследования выполнены для расстояний между отделяющимися объектами равные от 0 до 5 диаметров миделя ВА.

Результаты

По результатам численных исследований установлено, что ветер существенно влияет на структуру течения, формируемого струями ДУ около поверхности изделия (ОГБ САС), что сопровождается изменением его АДХ. Наряду с величиной скорости значительное влияние оказывает ориентация ОГБ относительно ветра. Влияние интерференции между разделяющимися объектами практически прекращается уже при зазорах порядка 0,5–1,0 диаметров миделя ВА. Это позволяет значительно уменьшить объем расчетных исследований для определения и формирования характеристик, необходимых для проектных исследований.

Вывод

Выявлено, что при определенных направлениях ветра эжекция струй ДУ обуславливает возникновение отрицательной нормальной силы, действующей на ОГБ навстречу ветру, и дестабилизирующий аэродинамический момент, посчитанный относительно центра масс блока.

Литература

[1] Аникеева М.И. Исследования аэродинамических характеристик ОГБ САС в нештатных случаях с помощью программы Flow Vision. XLI 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, 2017, с. 291–292.

[2] Аксенов А.А., FlowVision: индустриальная вычислительная гидродинамика. Компьютерные исследования и моделирование, 2017, № 9 (1), с. 5–20.

[3] ТЕСИС. Руководство пользователя Flow Vision. URL: https://parallel.ru/sites/default/ files/ cluster/fvrus.pdf (дата обращения 12.12.2022).

[4] Дядькин А.А., Казаков М.И., Михайлов М.В., Боровков А.И., Войнов И.Б, Казаков М.Н., Андреев В.Н., Дроздов С.М. Особенности аэрогазодинамики отделяемого головного блока системы аварийного спасения с работающими двигательными установками. Космическая техника и технологии, 2014, № 4 (7), с. 10–20.

УДК 629.783

Методика оценки глобальности мониторинга техногенных космических объектов средствами космического базирования

Беляев Андрей Алексеевич don.beliae2012@gmail.com
МГТУ им. Н.Э. Баумана; АО «ЦНИИмаш»

Гаврилова Анастасия Аркадьевна 7193778@mail.ru
АО «ЦНИИмаш»; МГТУ им. Н.Э. Баумана

Ступак Григорий Григорьевич stupak@bmstu.ru
АО «ЦНИИмаш»; МГТУ им. Н.Э. Баумана

Корянов Всеволод Владимирович vkoryanov@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена предложенная методика оценки эффективности космического сегмента мониторинга техногенных космических объектов (ТКО) в околоземном космическом пространстве (ОКП). Основой методики является геометрическая интерпретация процесса мониторинга ОКП. Анализ оценок показателя глобальности мониторинга ТКО ОКП, полученных с применением предложенной методики, позволил определить типы орбит ТКО, недоступных для наблюдения с космических аппаратов космического сегмента мониторинга ОКП.

Ключевые слова: *солнечно-синхронная орбита, техногенные космические объекты, околоземное космическое пространство*

Освоение околоземного космического пространства (ОКП) за последние полвека способствовало существенному прорыву во многих отраслях человеческой деятельности [1, 2]. В настоящее время, многочисленные запуски космических аппаратов (КА) стали обыденностью. Все это приводит к существенному росту количества ТКО в ОКП и актуализации вопроса обеспечения безопасности космической деятельности [2].

Возникающие в процессе эксплуатации ракетно-космической техники риски порождают задачи, связанные с обеспечением полной, оперативной, достоверной и точной информации о текущей и прогнозируемой обстановке в ОКП, особенно в части малоразмерных ТКО (менее 10 см). Ведущие мировые космические агентства ведут активную деятельность, направленную на выявление, предупреждение и парирование возникающих угроз орбитальным космическим средствам.

Функционирующая в настоящее время российская автоматизированная система предупреждения об опасных ситуациях в ОКП (АСПОС ОКП) имеет ограничения при наблюдении ТКО на низких околоземных орбитах (высоты до 2000 км) [1, 4]. Снятие ограничений возможно посредством размещения наземных радиолокационных средств (РЛС) и создания космического сегмента мониторинга ОКП с КА, оснащенными оптико-электронными средствами (ОЭС).

В настоящее время ведутся работы по созданию Российской системы информационно-аналитического обеспечения безопасности космической деятельности «Млечный путь». Базовыми требованиями к системе «Млечный путь» являются глобальность и непрерывность мониторинга объектов, процессов, явлений в ОКП, а также

достоверность, полнота, точность и оперативность результатов. Одна из главных задач системы — обеспечение снижения рисков в процессе эксплуатации космической техники на этапе ее активного использования [3]. В составе системы «Млечный путь», наряду с наземными РЛС и ОЭС, планируется создание космического сегмента мониторинга ТКО ОКП. Это позволит повысить степень глобальности мониторинга. Практический интерес представляют методические вопросы оценки показателя глобальности мониторинга ОКП средствами космического базирования.

Рассматривается разработанная методика оценки эффективности мониторинга ОКП средствами космического базирования через показатель глобальности мониторинга. Показатель глобальности мониторинга ОКП определяется как отношение количества ТКО, наблюдаемых с КА наблюдения космического сегмента мониторинга, к общему количеству рассматриваемых ТКО без учета временных ограничений. Такое толкование показателя глобальности позволяет выявить орбитальные параметры заведомо не наблюдаемых ТКО, при заданных характеристиках орбитального построения КА космического сегмента мониторинга ОКП.

Рассматривается следующая модель космического сегмента системы мониторинга ОКП: КА наблюдения располагаются на солнечно-синхронной орбите (ССО) в плоскости терминатора, при этом бортовые ОЭС наблюдения ориентированы от Солнца. В первом приближении, при движении КА по целевой орбите, пространственная область наблюдения будет ограничиваться двумя усеченными соосными конусами. Конусы будут усекаться плоскостью ССО с соответствующим радиусом, причем смещение вершин конусов происходит таким образом, что ССО будет являться кривой их пересечения.

Методика предполагает сведение оценки глобальности мониторинга ОКП к геометрической задаче: необходимо определить, попадает ли орбита КО в область. ограниченную конусами. При условии попадания орбиты в данную область следует провести дополнительную проверку на определение теневого участка орбиты и его пресечение с наблюдаемым участком [5]. Также в методике учитывается эволюция орбит ТКО, а именно, прецессия линии узлов.

Для получения количественных результатов использовались данные об орбитах КО в низкой околоземной области с высотами до 3 000 км. Общее количество КО составляет 15 275 единиц. Эксцентриситеты орбит, ввиду их малости, принимались равными нулю.

Результаты показывают, что значение глобальности не зависит от количества КА наблюдения при условии, что они расположены на одной орбите, а направление визирования у них совпадает. Также показано, что ненаблюдаемыми являются КО, располагающиеся на ССО в окрестности плоскости терминатора. То есть не видно КО на орбитах выше и ниже орбиты КА наблюдения. Кроме того, с увеличением радиуса ССО КА наблюдения увеличивается количество ненаблюдаемых орбит с наклонениями, близкими к нулевым.

Литература

[1] Алещин В.И., Макаров Ю.Н. (ред.). и др. Мониторинг техногенного засорения околоземного пространства и предупреждение об опасных ситуациях, создаваемых космическим мусором. Рязань, ЦНИИмаш, 2015, 237 с.

[2] Вениаминов С.С. Космический мусор — угроза человечеству. Москва, ИКИ РАН, 2013, 207 с.

[3] Концепция создания системы информационно-аналитического обеспечения безопасности космической деятельности в околоземном космическом пространстве «Млечный путь» на период 2022—2025 годов и на перспективу до 2035 года. URL: http://www.inasan.ru/wp-content/uploads/2022/05/Cont_1801_2022.pdf (дата обращения 12.12.2022).

[4] Agapov V., Lapshin A. Survey and follow-up strategies used in operation of ASPOS OKP to gather observation data on GEO, HEO and MEO objects. 1st NEO and Debris Detection Conference, 2019, vol. 1. Available at: https://conference.sdo.esoc.esa.int/ proceedings/neosst1/paper/501/NEOSST1-paper501.pdf (accessed November 11, 2022).

[5] Эльясберг П.Е. Введение в теорию полета искусственных спутников Земли. Москва, Наука. Гл. ред. физ.-мат. лит., 1965, 540 с.

УДК 629.783

К вопросу применения интеллектуальных систем в практике оперативного навигационно-баллистического обеспечения космических аппаратов

Бетанов Владимир Вадимович betanov@bmstu.ru
АО «Российские космические системы»

Рассмотрена концепция применения интеллектуальных систем при навигационно-баллистическом обеспечении управления космическими аппаратами. Исследуются элементы технологического цикла навигационно-баллистического обеспечения в нештатных ситуациях в объект-системе «задача навигационно-баллистического обеспечения — инструмент решения». В качестве инструментария решения задачи выступает автоматизированная система обеспечения управления сложным динамическим объектом (например, космическим аппаратом) с соответствующими подсистемами: математического, программного, технического, информационного, организационного, метрологического, лингвистического, правового обеспечения. Сложный инструментарий, с одной стороны, позволяет решать современные задачи определения параметров движения космических аппаратов, а, с другой стороны, дополнительно деформирует получаемые на их основе решения. Приводится краткое описание применения экспертных систем в затрудненных условиях. Предложен аппарат математической информатики (теории ультрасистем и ультраоператоров) для ее исследования.

Ключевые слова: *навигационно-баллистическое обеспечение, интеллектуальная система, космический аппарат, нештатная ситуация, технологический цикл, гибридная технология*

В условиях современной космической обстановки эффективность системы оперативного навигационно-баллистического обеспечения (ОНБО) управления космических аппаратов (КА) определяется рядом весьма жестких требований, основными из которых являются:

- система ОНБО должна обладать свойством универсальности, т. к. ее функционирование направлено на осуществление комплекса работ по обеспечению управления КА различного целевого назначения ближнего и среднего космоса;
- навигационно-баллистические задачи должны решаться с высокой точностью и оперативностью, а оптимизация получаемых решений должна выполняться достаточно полно;
- результаты решения навигационно-баллистических задач должны обладать практически абсолютной достоверностью;
- все баллистические расчеты, анализ получаемых результатов и выработка рекомендаций относительно принятия решений должны выполняться в сроки, регламентируемые планом управления полетом;
- навигационно-баллистические задачи должны обеспечивать требуемую точность, оперативность и надежность результатов решений, как в штатных, так и в нештатных ситуациях, которые могут иметь место в практике ОНБО управления КА.

Указанные требования с соответствующими характеристиками-параметрами требуют применения высокого уровня автоматизации системы ОНБО с реализацией значительного уровня интеллектуальной составляющей, а именно: комбинированных расчетно-логических и экспертных систем, ориентированных на вычислительные алгоритмы с осуществлением хранения уникальных знаний и данных в области НБО космической техники.

В практике управления КА, как новой сферы деятельности человечества, могут возникать нештатные ситуации, которые необходимо максимально парировать для успешного выполнения задач полета. Примерами подобных нештатных ситуаций могут служить следующие:

1. Ограниченный объем выборки измерений текущих навигационных параметров (ИТНП) при оперативном определении параметров движения КА, обусловленный срывом штатной схемы реализации циклограммы проведения радиоконтроля орбиты (РКО).
2. Ограниченный объем выборки ИТНП при реализации штатной схемы РКО, обусловленный наличием непригодных для определения параметров движения сеансов ИТНП.
3. Несоответствие расчетного пространственно-временного перемещения центра масс КА реальному. Значение начального вектора состояния не обеспечивает требуемые результаты с использованием штатных процедур определения параметров движения КА по ИТНП.
4. Изменение внешних условий и требований на решение рассматриваемых задач и другие [1, 2].

Отмеченные обстоятельства требуют тщательного анализа возможного успешного решения как отдельных задач, так и общих проблем, возникающих в ходе выполнения технологических циклов (ТЦ) НБО. Моделирование данных для подобных исследований возможно осуществлять путем априорного (заранее до окончательного формирования технологического цикла ОНБО) матрично-тензорного анализа и в процессе оперативного выполнения работ [3, 4].

Кроме отмеченных выше принципов автоматизации и интеллектуализации основу построения системы управления (СУ) ОНБО, как правило, должен составлять также принцип гибкости. Реализация первых двух принципов связана с созданием СУ, сводящей к минимуму участие оператора в управлении ходом выполнения технологического цикла в штатных и нештатных ситуациях. Так как управление ТЦ НБО невозможно осуществлять традиционными методами и приемами, при построении такой системы должны быть использованы положения теорий современной математической информатики, ситуационного управления, применяемых для автоматизации интеллектуальных функций управления сложными системами организационно-диспетчерского типа.

По существу, речь идет о реализации управления базой знаний и модулем вывода в процессе навигационно-баллистического обеспечения (алгоритмами применения уже разработанных методов и корректируемых в ходе оперативных работ решений задач, принятия локальных расчетно-логических операций, гибким маневрированием отдельными комплексами программ и т. п.).

Значительная роль при решении обсуждаемых задач играет разработка гибридной технологии решения формализованных задач навигационно-баллистического обеспечения (НБО) в условиях неопределенности отдельных частей информационно-вычислительных систем (ИВС), участвующих в процессе решения. Гибридная технология представляет собой последовательность этапов решения задачи, использующей в качестве вычислительной базы математические и эвристические методы. Для решения задач НБО в качестве математических методов используются аналитические, ста-

тистические, теоретико-множественные, графические методы. В качестве эвристических методов используются методы структуризации, экспертных оценок, включая экспертно-диагностические системы, сценариев, морфологический анализ. Структурный анализ, как метод, используется на начальной стадии проектирования с целью определения степени структурированности элементов системы на каждом уровне иерархии.

Исследуется концепция гибридной технологии, используемой для решения слабоструктурированных задач в рамках информационно-вычислительной системы ОНБО. Гибридная технология (ГТ) рассматривается как процесс использования комбинации математических и эвристических методов. Принципиальное отличие предлагаемой гибридной технологии от гибридных интеллектуальных систем заключается в использовании ГТ для решения формализованных задач, где эвристические методы необходимы для блокирования сбоев формального решения, вследствие слабоструктурированных элементов системы ОНБО. Разработана структурная схема системы с выделением уровней иерархии и анализом структуризации ее частей с использованием информационных параметров, представляющих причины сбоев (в описательном плане) в зависимости от обеспечивающих частей ОНБО. Приводится структурная схема определения «сбойных» блоков на выделенном уровне иерархии общей структуры системы. В основу положена таблица сбоев в решении, обусловленных возможными причинами нештатного функционирования системы. В работе рассмотрен третий уровень иерархии, как наиболее критичный, с точки зрения наличия частей, подверженных отказам. Определена общая технология решения функциональных задач в виде последовательности этапов, а также приводится принципиальная схема подобной структуры с учетом ГТ, включающей интерфейсную и функциональную части. Интерфейсная часть обеспечивает диалог пользователя с системой, в то время как функциональная часть содержит программы и алгоритмы типовых решений функциональных задач, базы знаний и данных, СУБД, файловые архивы с характеристиками обслуживаемой КС, константами и текущей информацией.

В докладе сформулированы условия решения задач с использованием гибридной технологии на основе элементов искусственного интеллекта, а также приводятся рекомендации по применению интеллектуальных систем в практике ОНБО.

Литература

[1] Тюлин А.Е., Бетанов В.В., Яшин В.Г. Орбитальные сегменты космических систем пространственно-временного обеспечения. Часть I. Орбитальное движение, маневры и методы определения параметров орбит космических аппаратов. Москва, Инновационное машиностроение, 2020, 336 с.

[2] Тюлин А.Е., Дворкин В.В., Бетанов В.А. Орбитальные сегменты космических систем пространственно-временного обеспечения. Часть II. Космические системы пространственно-временного обеспечения на орбитах различных классов. Москва, Инновационное машиностроение, 2020, 302 с.

[3] Лысенко Л.Н., Бетанов В.В., Звягин Ф.В. Теоретические основы баллистико-навигационного обеспечения космических полетов. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2014, 518 с.

[4] Тюлин А.Е., Бетанов В.В., Кобзарь А.А. Навигационно-баллистического обеспечения полета ракетно-космических средств. Книга 1. Методы, модели и алгоритмы оценивания параметров движения. Москва, Радиотехника, 2018, 479 с.

УДК 629.782

Исследование траектории спуска возвращаемой первой ступени ракеты-носителя

Бойко Маргарита Мурадовна hipjoe320.margarita@yandex.ru
АО «НИИ командных приборов»; БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Исаков Марк Баходирович isackovmarko@yandex.ru
БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Паседько Мари Юрьевна mapus009@mail.ru
БГТУ «Военмех» им. Д.Ф. Устинова

Рассмотрен один из актуальных вопросов в ракетно-космической технике — многоразовое использование первой ступени ракет-носителей. Оно подразумевает возможность безопасного возврата первой ступени после отстыковки от ракет-носителей на землю, а также позволяет рационально использовать необходимые в производстве ресурсы и минимизировать затраты, касающиеся конструкции разгонных блоков и их автоматических систем управления. В качестве первой ступени ракет-носителей используют ракетные ускорители на твердом или жидком топливе. В настоящее время существует несколько подходов для решения задачи возвращения и безопасной посадки первой ступени: вертикальная посадка, вертолетный подхват парашютирующего ускорителя, использование жесткого крыла и воздушно-реактивных двигателей для посадки по самолетной схеме.

Ключевые слова: *беспилотный летательный аппарат, посадка беспилотного летательного аппарата, ракета-носитель, взлетно-посадочная полоса, программное управление*

Возврат первой ступени с помощью парашютно-реактивной системы осуществляется при применении парашюта и тормозных двигателей для уменьшения скорости полета. В случае сильного порыва ветра велика вероятность, что ракетный ускоритель отклонится от заданного места посадки и потеряет работоспособность из-за приземления на неровную поверхность. Данную проблему успешно решают системой подхвата вертолетом, обеспечивая мягкую посадку первой ступени. Недостатком такого способа возвращения считают ограничение грузоподъемности вертолета и сухой массы ракетного ускорителя. Такой способ возврата и посадки широко применим как в иностранной, так и в отечественной ракетно-космической технике.

В работе рассматривается один из способов возвращения первой ступени ракеты-носителя — спуск по самолетной схеме на взлетно-посадочную полосу (ВПП). Прототипом работы является беспилотный летательный аппарат (БПЛА) типа «Байкал». «Байкал» выполнен по схеме высокоплан с поворотным крылом, расположенным на фюзеляже. Узел крепления крыла находится на межбаковом отсеке, разворот крылатой ракеты происходит на внеатмосферном участке полета [1]. К недостаткам реализации данного способа относят выбор оптимального крыла для первой ступени и длинные посадочные полосы для безопасной посадки.

Предполагается, что после отделения от ракет-носителей (РН), первая ступень совершает неуправляемый разворот в разреженных слоях атмосферы, после чего пово-

ротное крыло разворачивается и начинается управляемый спуск. В работе управление летательным аппаратом (ЛА) реализовано с помощью программы угла атаки. Для исследования возможности мягкой посадки, при моделировании движения ЛА, учитывается наличие возмущений, а именно случайного ветра [2].

Движение ЛА на участке спуска, управляемое с помощью программы угла атаки, рассматривается в вертикальной плоскости. Выбор программы угла атаки основывается на достижении допустимой посадочной скорости, изменение угла задается дискретно [3]. Для оценки качества выполнения спуска используется теория динамики полета самолета. Для обеспечения мягкой посадки необходимо выполнение условия: вертикальная составляющая посадочной скорости не должна превышать 2 м/с [4].

Расчеты показали, что при моделировании без учета возмущений вертикальная составляющая скорости превышает допустимое значение условия мягкой посадки. Такой результат можно объяснить введением допущений и отсутствием механизации поворотного крыла. Моделирование движения с наличием возмущений было проведено при различных скоростях ветра, в диапазоне от 1 м/с до 20 м/с. Наименьшее значение вертикальной составляющей скорости, равное 1,6 м/с, было достигнуто при действии ветра противоположно направлению посадочной скорости.

С учетом известных исходных данных о движении прототипа, также стоит отметить полученные результаты в отношении суммарной посадочной скорости ЛА. Результаты моделирования движения с учетом возмущений дали меньшую посадочную скорость прототипа — 74 м/с, чем заявленная скорость «Байкала» — 77,8 м/с, что указывает на необходимость принятия во внимание возмущений на первых этапах проектирования.

Полученные результаты дают приближенную модель движения ракетного ускорителя при выполнении возвратного управляемого спуска и удовлетворяют условиям поставленной задачи.

Литература

[1] «АНГАРА» — «БАЙКАЛ». URL: www.airwar.ru/other/kr/kr2002_04/art_08/art_08.html (дата обращения 20.11.2022).

[2] Лемешонок Т.Ю. и др. Математические модели движения летательных аппаратов. Санкт-Петербург, Балт. гос. техн. ун-т, 2020, 122 с.

[3] Лемешонок Т.Ю., Сизова А.А. Траекторные задачи в динамике движения летательных аппаратов. Санкт-Петербург, Балт. гос. техн. ун-т, 2021, 76 с.

[4] Балакин В.Л., Лазарев Ю.Л. Динамика полета самолета. Расчет траекторий и летных характеристик. Самара, Самар. гос. аэрокосм. ун-т, 2002, 56 с.

УДК 629.78

Исследование эффективности применения фильтра Калмана и метода наименьших квадратов при определении параметров движения техногенных космических объектов по разнородной измерительной информации

Гаврилова Анастасия Аркадьевна 7193778@mail.ru
АО «ЦНИИмаш»; МГТУ им. Н.Э. Баумана

Беляев Андрей Алексеевич don.beliae2012@gmail.com
АО «ЦНИИмаш»; МГТУ им. Н.Э. Баумана

Ступак Григорий Григорьевич stupak@bmstu.ru
АО «ЦНИИмаш»

Корянов Всеволод Владимирович vkoryanov@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлены результаты сравнительного анализа эффективности методов оценивания параметров движения техногенных космических объектов (ТКО) на геостационарных и высокоэллиптических орбитах, а именно сигма-точечный фильтр Калмана и метод Левенберга — Марквардта. Рассматриваемые методы сравниваются по быстродействию, сходимости, робастности, а также точности оценок параметров орбит ТКО. Результаты исследований получены с использованием реальных измерений текущих навигационных параметров движения ТКО, полученных наземными оптико-электронными средствами (ОЭС) и измерений ОЭС космического базирования, сформированных в результате моделирования.

Ключевые слова: *сигма-точечный фильтра Калмана, алгоритм Левенберга — Марквардта, оценивание параметров орбиты, техногенные космические объекты*

Повышение интенсивности деятельности в околоземном космическом пространстве (ОКП) неизбежно вызывает непрерывный рост количества техногенных космических объектов (ТКО) в ОКП. В этих условиях, необходимость обеспечения безопасности космической деятельности [1] делает исключительно актуальной и принципиально важной задачу глобального и непрерывного мониторинга техногенных космических объектов (функционирующие орбитальные космические средства, фрагменты космического мусора). Базовым результатом (продуктом) систем мониторинга обстановки в ОКП является информация, представленная в непрерывно обновляющихся каталогах техногенных космических объектов [2]. Поддержание каталога ТКО в актуальном состоянии обеспечивается периодическим обновлением орбитальных и некоординатных характеристик ТКО в результате совместной обработки измерительной информации, формируемой техническими средств мониторинга ТКО ОКП.

В настоящее время разрабатывается система информационно-аналитического обеспечения безопасности космической деятельности в ОКП «Млечный путь» [3], ключевыми элементами которой являются наземные оптико-электронные (ОЭС) и радиолокационные (РЛС) средства мониторинга ОКП, а также ОЭС космического

базирования. В связи с этим возникает необходимость совместной обработки разнородной измерительной информации перечисленных технических средств мониторинга ТКО ОКП.

Рассматривается задача оценивания (уточнения) параметров движения техногенных космических объектов по разнородной измерительной информации и оценки эффективности применяемых при этом методов оценивания. Особенностью задачи оценивания (уточнения) параметров движения (орбит) ТКО является необходимость совместной обработки значительного объема разнородной, в том числе разноточной, измерительной информации технических средств мониторинга ТКО ОКП наземного и космического базирования.

При решении задач оценивания (уточнения) параметров движения (вектора состояния) ТКО широко используются фильтрация калмановского типа (ФКТ) и метод наименьших квадратов (МНК) [4]. С учетом необходимости совместной обработки большого объема разнородной измерительной информации разнотипных технических средств мониторинга ОКП и отсеивания аномальных измерений, с целью повышения робастности алгоритмов оценивания, для сравнительного анализа выбраны модифицированный ФКТ сигма-точечный фильтр Калмана (UKF) [5] и в качестве разновидности МНК метод Левенберга — Марквардта (LM).

Особенность UKF заключается в возможности использования функции высшего порядка, обеспечивающей преобразование вектора состояния ТКО совместно с ковариационной матрицей и дополнительное вычисление кроссковариационной матрицы между исходными и преобразованными векторами состояния. Данный факт делает подход, основанный на сигма-точечном преобразовании, гибким с позиции обработки разнородной измерительной информации о ТКО и реализации вычислительных процедур без ущерба для теоретической полноты и точности оценивания параметров орбит с сохранением быстродействия. В свою очередь, метод LM (также известный как метод затухающих наименьших квадратов) [6] является комбинацией методов наискорейшего спуска и Ньютона. Уточняемые методом LM параметры вектора состояния ТКО представляются в виде элементов Лагранжа, что обеспечивает снятие корреляционных связей между параметрами и, как следствие, гарантирует сходимость алгоритма.

Результаты исследований получены с использованием реальных измерений текущих навигационных параметров движения ТКО, полученных наземными оптико-электронными средствами (ОЭС) и измерений ОЭС космического базирования, сформированных в результате моделирования.

Приводятся результаты сравнительного анализа рассматриваемых методов по быстродействию, сходимости, робастности, а также точности оценок параметров орбит ТКО, характеризуемой ковариационными матрицами ошибок.

В результате проведенных исследований разработаны рекомендации по использованию представленных методов оценивания (уточнения) параметров движения (вектора состояния) ТКО в зависимости от объема измерительной информации и длительности мерного интервала.

Литература

[1] Вениаминов С.С. Космический мусор — угроза человечеству. Москва, ИКИ РАН, 2013, 207 с.

[2] Алещин В.И., Макаров Ю.Н. (ред.). и др. Мониторинг техногенного засорения околоземного пространства и предупреждение об опасных ситуациях, создаваемых космическим мусором. Рязань, ЦНИИмаш, 2015, 237 с.

[3] Концепция создания системы информационно-аналитического обеспечения безопасности космической деятельности в околоземном космическом пространстве «Млечный путь» на период 2022—2025 годов и на перспективу до 2035 года. URL: http://www.inasan.ru/wp-content/uploads/2022/05/Cont_1801_2022.pdf (дата обращения 12.12.2022).

[4] Тюлин А.Е., Бетанов В.В., Кобзарь А.А. Навигационно-баллистическое обеспечение полета ракетно-космических средств. Методы, модели и алгоритмы оценивания параметров движения. В 2 кн. Кн. 1. Москва, Радиотехника, 2018, 480 с.

[5] Бородавкин Л.В. Построение параметров траектории с использованием фильтра Калмана с шагом коррекции по всем измерениям в РЛС дальнего обнаружения. Radio Industry (Russia), 2016, вып. 1, с. 28–32. DOI: https://doi.org/10.21778/2413-9599-2016-1-28-32

[6] Levenberg K. A method for the solution of certain non-linear problems in least squares. Quarterly of applied mathematics, 1944, vol. 2, no. 2, pp. 164–168.

УДК 629.786

Решение задач баллистико-навигационнного обеспечения существующих и перспективных программ исследования дальнего космоса в центре управления полетами АО «ЦНИИмаш»

Грудин Дмитрий Викторович dgrudin@yandex.ru
АО «ЦНИИМАШ»

Матюшин Максим Михайлович a.y.kutomanov@gmail.com
АО «ЦНИИМАШ»

Кутоманов Алексей Юрьевич kutomanov@mcc.rsa.ru
АО «ЦНИИМАШ»

ЦУП ЦНИИМАШ принимает активное участие в реализации научных программ по исследованию и освоению объектов дальнего космоса. 13 июля 2019 г. была запущена и выведена на квазипериодическую орбиту вокруг точки L2 системы Солнце — Земля космическая астрофизическая обсерватория «Спектр-РГ», в 2023 г. планируется к запуску космический аппарат «Луна-Глоб», развернуты работы по исследованию Венеры, продолжению астрофизических наблюдений из космоса. В докладе рассмотрено развитие баллистической школы ЦУП ЦНИИМАШ. Представлены особенности баллистико-навигационного обеспечения полета космического аппарата по квазипериодическим орбитам, полетов к Луне, а так же описаны разработанные в ЦУП ЦНИИМАШ уникальные методы для решения задач баллистико-навигационного обеспечения оперативного управления КА дальнего космоса. В докладе приведены практические результаты использования описанных методов, обозначены перспективы их дальнейшего развития и совершенствования.

Ключевые слова: *управление автоматических космических аппаратов, баллистико-навигационное обеспечение, Спектр-РГ, Луна-Глоб, исследование Венеры*

В настоящее время в Российской Федерации возобновилась и планомерно реализуется научная программа по исследованию и освоению объектов дальнего космоса.

13 июля 2019 года с космодрома Байконур была запущена и выведена на квазипериодическую орбиту вокруг точки L_2 системы Солнце — Земля с периодом ~ 180 суток космическая астрофизическая обсерватория «Спектр-РГ» для исследования Вселенной в рентгеновском диапазоне излучений.

В 2023 году планируется к запуску космический аппарат «Луна-Глоб», основной целью которого будет отработка технологий мягкой посадки и исследование лунной поверхности в районе Южного полюса. После этого последует еще ряд запусков автоматических космических аппаратов (КА) с целью изучения поверхности и внешней среды, отработки технологий в интересах обеспечения пилотируемых полетов к Луне. Развернуты работы по исследованию Венеры, продолжению астрофизических наблюдений из космоса.

Управление полетами научными КА, функционирующими в условиях значительного отдаления от Земли, требует особого подхода ко всем видам обеспечения. С учетом постоянно возрастающих требований к точности, оперативности и надежности

решения задач баллистико-навигационного обеспечения управления научными КА, для КА «Спектр-РГ» в центре управления полетами были разработаны и внедрены оригинальные, эффективные методики [1, 2] созданы программные комплексы для решения всего спектра задач баллистико-навигационного обеспечения управления полетами таких КА.

Навигация КА «Спектр-РГ» на всех участках полета осуществляется на основе данных траекторного контроля, выполняемого наземными радиотехническими средствами (измерения наклонной дальности, радиальной скорости) и оптико-электронными средствами (угловые измерения прямого восхождения, склонения).

Полет обсерватории «Спектр-РГ» проходит в условиях необходимости проведения постоянных коррекций для поддержания КА на квазипериодической орбите [2], наличия немоделируемых возмущений, а также возможных ограничений по количеству траекторных измерений.

Опыт, накопленный при управлении полетом КА «Спектр-РГ», основные подходы к реализации баллистико-навигационного обеспечения полетов будет применен как для управления полетом КА «Луна-Глоб», так и для последующих КА, направленных на исследование Луны и других объектов Солнечной системы.

В докладе приводятся сведения о составе баллистико-навигационных задач, а также характеристиках основных методов и средств их решения. Дается информация об особенностях реализации навигационного обеспечения перелета КА в окрестность точки L_2 и полета вокруг нее по квазипериодической орбите, выполнения маневрирования в области точки либрации [3, 4]. Освещаются проблемы, связанные с баллистико-навигационным обеспечением управления полетами КА «Луна-Глоб» в том числе, влияние неоднородности ее гравитационного поля на решение навигационной задачи, что наиболее значимо проявляется на низкой предпосадочной орбите.

Литература

[6] Колюка Ю.Ф. Высокоэффективный метод численного интегрирования уравнений движения в задачах небесной механики и космической баллистики. Космонавтика и ракетостроение, 2018, вып. 1 (100), с. 100–117.

[6] Еналеев К.Р., Лаврентьев В.Г. Методика расчета параметров корректирующих маневров космического аппарата с целью удержания его на квазипериодической орбите в окрестности точки либрации L2 системы Солнце — Земля. Космонавтика и ракетостроение, 2021, вып. 5 (122), с. 69–78.

[6] Еналеев К.Р., Лаврентьев В.Г. Вариант реализации метода сеток для планирования экспериментов с имитационными моделями движения космических аппаратов. Космонавтика и ракетостроение, 2020, вып. 6 (117), с. 37–48.

[6] Еналеев К.Р., Лаврентьев В.Г. Методический подход к расчету параметров маневров космического аппарата «Спектр-РГ» с целью увеличения зон видимости приемных станций. Космонавтика и ракетостроение, 2022, вып. 1 (124), с. 18–31.

УДК 629.78:621.373.826

Конструктивные и баллистические ограничения при отработке возможности установления лазерной связи со спускаемым аппаратом на атмосферном участке

Евдокимов Роман Александрович evdokimovrom@yandex.ru
РКК «Энергия»

Тугаенко Вячеслав Юрьевич vjatcheslav.tugaenko@rsce.ru
РКК «Энергия»

Грибков Александр Сергеевич Alexander.Gribkov@rsce.ru
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 конструктивные ограничения, связанные с безопасным размещением научной аппаратуры внутри спускаемого аппарата корабля «Союз». Представлены также баллистические ограничения, обусловленные траекторией спуска и определяющие районы размещения наземных источников лазерного излучения. Показана возможность регистрации сигнала от наземного источника аппаратурой, размещенной на борту спускаемого аппарата.

Ключевые слова: *космический эксперимент, лазерная связь, спускаемый аппарат, плазма, баллистическая схема*

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 до 40 км практически невозможна. Время прохождения данного участка траектории СА транспортного пилотируемого корабля (ТПК) «Союз» — около 12 минут. Существует принципиальная возможность устранить этот перерыв в связи, используя лазерный канал передачи информации. С этой целью один терминал связи должен быть размещен на СА, за одним из иллюминаторов, а другой — на наземной станции. Возможность реализации подобной системы зависит от оптических свойств плазмы — величин поглощения и излучения на длинах волн, соответствующих лазерному излучению, а также уровня поглощения в слое отложений на иллюминаторе, образующемся в результате процесса абляции теплозащитного покрытия СА [1, 2]. Надежные данные по указанным вопросам могут быть получены только по результатам измерений в натурных условиях.

В этой связи в РКК «Энергия» был предложен космический эксперимент (КЭ) «Плазма-СА». К числу целей КЭ, помимо экспериментального исследования плазмы и процессов загрязнения иллюминатора относится также экспериментальное определение возможности связи с СА путем регистрации в ИК диапазоне тестового сигнала, передаваемого лазером с поверхности Земли.

Подобный эксперимент планируется провести впервые. При разработке научной аппаратуры (НА) «Плазма-СА» особое внимание уделяется ее безопасному размещению в СА ТПК «Союз», а также возможности наблюдения СА с Земли на участке траектории, где присутствует плазменный слой.

Научная аппаратура «Плазма-СА» и конструктивные ограничения при размещении в спускаемом аппарате ТПК «Союз»

В состав научной аппаратуры «Плазма-СА», размещаемой в СА ТПК «Союз», входят оптическая система обеспечения измерений (ОСОИ) и электронная система обеспечения измерений (ЭСОИ).

Основные требования к размещению связаны с необходимостью установки части НА (обеспечивающей сбор излучения) на иллюминатор СА, а также обеспечением безопасности и удобства работы экипажа. Фактически, единственно возможным вариантом является размещение аппаратуры на визире ВСК4-сб12 вместо рассеивающего экрана, на штатных креплениях экрана после выполнения всех операций с визиром и отстрелом его внешней части. Анализ различных вариантов компоновки и конструкции НА показал, что предлагаемый изначально моноблочный вариант исполнения не может быть использован, поскольку масса моноблока существенно превышает массу штатного экрана, а кроме того, при взведении амортизаторов кресел перед посадкой, корпус НА упирается в ноги командира экипажа. В итоге был предложен вариант с тремя блоками — выносным блоком (ВБ), основным блоком (ОБ) и блоком имитатора свечения плазмы (ИСП). Во время проведения эксперимента ВБ размещается на ВСК4-сб12. ОБ размещается в контейнере бортовой документации (расположен со стороны правого кресла космонавта). Блоки соединены электрическими и оптическим кабелями. Суммарная масса НА составляет не более 5 кг, причем масса ВБ — не более 0,8 кг.

Для выполнения части КЭ, связанной с регистрацией на борту СА тестового сигнала в ИК диапазоне, используется наземный источник калибровочного сигнала (НИКС). Для оценки возможности регистрации, а также определения требований к характеристикам НИКС была проанализирована траектория спуска СА ТПК «Союз» и связанные с ней баллистические ограничения на проведение КЭ.

Баллистические ограничения при проведении сеанса эксперимента

Для подтверждения возможности использования НИКС при выполнении КЭ определялись, исходя из баллистических условий, следующие параметры:

- место расположения НИКС относительно траектории движения СА и точность размещения в заданной точке;
- размеры проекции на Землю поля видимости сигнала НИКС;
- длительность видимости сигнала НИКС концентратором излучения НА.

Места расположения НИКС задаются линией, по которой движется точка пересечения оптической оси ВСК4 с поверхностью Земли, сопровождая траекторию движения СА. Положение данной точки определяется высотой СА над поверхностью Земли, скоростью движения СА по траектории, углом атаки СА; углом направления вектора скорости относительно местного горизонта; углами крена и конусности корпуса СА (равен 6°).

Пересечение конической поверхности, ограничивающей поле видимости сигнала НИКС, с поверхностью Земли, образует эллипс, через один из фокусов которого проходит ее ось симметрии. Геометрия указанного эллипса находится из представленных выше параметров траектории с учетом угла поля зрения через иллюминатор ВСК4 (12°). Длительность пребывания НИКС в рассчитанном поле видимости определяется размерами эллипса, реальным положением НИКС и скоростью движения СА.

На основании геометрической схемы измерений, пользуясь известными методиками расчета потерь мощности лазерного излучения при прохождении атмосферы [3, 4], рассчитываются требуемые параметры лазера НИКС.

В качестве иллюстрации подхода, используя данные измерений по одной из реальных траекторий спуска СА ТПК «Союз», была выбрана возможная точка размещения НИКС (на территории Казахстана, вблизи трассы М32). Этой точке соответствуют следующие параметры: расстояние от НИКС до Байконура — 130 км, до расчетной точки посадки — 430 км, до СА — 115 км; скорость движения СА — 6600 м/с; угловая скорость видимого движения СА — 2,6 °/с; азимут СА в момент наблюдения — NW 3 °; угол возвышения СА над горизонтом — 25 °; длина и ширина эллипса видимости НИКС — 4,5 и 3,7 км; продолжительность приема сигнала НИКС — 0,7 с.

Выводы

Представленные результаты позволяют сделать следующие выводы:

- максимальная угловая скорость видимого движения СА не превышает максимальной скорости сопровождения системы наведения НИКС (4,0 °/с);
- в объектив искателя НИКС не попадает прямое солнечное излучение, т. к. солнце находится в южной части неба;
- продолжительность приема сигнала НИКС (примерно 0,7 с) не велика, однако, при модуляции лазерного сигнала с частотой 5 кГц может быть зарегистрировано до 3000 импульсов лазерного излучения, что достаточно для надежного обнаружения сигнала.

Таким образом, условия проведения КЭ «Плазма-СА» в части баллистических и конструктивных ограничений могут быть выполнены.

Литература

[1] Tugaenko V.Y., Ovchinnikov D.S., Isaenkova M.G. et al. The chemical and mineral composition of particles precipitated from a plasmadust 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. DOI: https://doi.org/10.1134/S0016702921010110

[2] Davis B.A. International Space Station Soyuz Vehicle Descent Module Evaluation of Thermal Protection System Penetration Characteristics. NASA Lyndon B. Johnson Space Center, JSC-66527, Houston, Texas, USA, 2013.

[3] Заказнов Н.П., Кирюшин С.И., Кузичев В.Н. Теория оптических систем. Москва, Машиностроение, 1992, 448 с.

[4] Гурвич А.С., Кон А.И., Миронов В.Л., Хмелевцов С.С. Лазерное излучение в турбулентной атмосфере. Москва, Наука, 1976, 277 с.

УДК 629.78

Методика построения межпланетной траектории полета космического аппарата к Венере с использованием гравитационного маневра и резонансных орбит для обеспечения посадки в желаемом регионе на поверхности планеты

Зубко Владислав Александрович werrert2014@yandex.ru
ИКИ РАН

Эйсмонт Натан Андреевич natan-eismont@yandex.ru
ИКИ РАН

Федяев Константин Сергеевич ksfedyaev@gmail.com
ИКИ РАН

Беляев Андрей Алексеевич don.beliae2012@gmail.com
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Корянов Всеволод Владимирович vkoryanov@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрена задача построения траектории перелета космического аппарата к Венере в рамках миссии, предусматривающей посадку посадочного аппарата в заданном регионе поверхности планеты. Предлагается подход, основанный на применении гравитационного маневра у Венеры для перевода космического аппарата на гелиоцентрическую орбиту, резонансную с орбитой Венеры таким образом, чтобы при следующем сближении с планетой обеспечить его посадку в заданном регионе поверхности. Показано, что наилучшим с точки зрения затрат характеристической скорости является выбор резонансной орбиты с соотношением периода к орбитальному периоду Венеры 1:1. Описывается процедура выбора одной из возможных резонансных орбит в зависимости от координат на поверхности требуемой точки посадки и даты старта миссии. Приводится пример расчета гелиоцентрической траектории КА с последующей посадкой в заданный район поверхности Венеры.

Ключевые слова: *Венера, гравитационный маневр, резонансная орбита, посадка*

Выбор места посадки для миссии по исследованию Венеры имеет решающее значение, в основном этот выбор определяется критериями безопасности посадки и научной значимости выбранного для посадки региона поверхности планеты, но он также ограничен требуемыми баллистическими параметрами траектории полета [1–4]. И здесь возникает противоречие между научной значимостью конкретных районов посадки и обеспечением безопасности посадочного аппарата. Так, согласно исследованиям [1–2], с научной точки зрения наивысший приоритет среди всех участков поверхности имеют тессеры — древние образования, являющиеся единственным «окном» в прошлое Венеры. Однако посадка там крайне затруднена, поскольку поверхность тессер рассечена множеством низких и высоких уступов, нижние части которых, вероятно, покрыты осыпями, а верхние представляют собой скальные стены, близкие к вертикальным. Равнинные места тессер не превышают нескольких километров в диаметре [2]. Скопления вулканических пород и районы действующих вул-

канов также могут рассматриваться как объекты высокой научной значимости, поскольку их изучение критически важно для понимания геологии Венеры [1], но они также представляются сложными для осуществления посадки. С другой стороны, низменности, хребтовые равнины или хребтовые пояса, которые безопасны для посадки, не обладают высоким приоритетом с научной точки зрения [1–2].

Сложность выбора региона посадки возникает, помимо прочих причин, из-за особенностей движения Венеры. Период собственного вращения планеты равен 243 земным суткам, а перелет космического аппарата от Земли к Венере ограничен затратами характеристической скорости; его запуск возможен, как правило, в интервале от 2 недель до 1 месяца от оптимальной даты запуска [3]. В результате часть поверхности планеты, достижимая для посадки, ограничена лишь небольшим участком, составляющим менее 5 % всей поверхности. Если в состав миссии входит также орбитальный модуль, функционирующий одновременно с посадочным аппаратом на этапе его спуска и посадки, то возникают дополнительные баллистические ограничения, связанные с необходимостью обеспечения такого совместного функционирования двух модулей и радиовидимости между ними, что приводит к еще большему сокращению тех участков на поверхности Венеры, где может быть осуществлена посадка. Эти обстоятельства подчеркивают важность детального рассмотрения вопроса о построении такой траектории космического аппарата, которая, с одной стороны, удовлетворяла бы всем баллистическим ограничениям, а с другой — обеспечивала бы посадку в наиболее предпочтительном с научной точки зрения районе поверхности планеты.

В данной работе демонстрируется методика построения траекторий полета космического аппарата к Венере, которая обеспечит посадку аппарата в любой заданный район на поверхности планеты. В основу методики заложен принцип использования гравитационного маневра, а также резонансных орбит. Гравитационный маневр выполняется космическим аппаратом при первом сближении с Венерой и служит для его перехода на нужную резонансную орбиту. Посадка КА в нужный район поверхности планеты обеспечивается выбором резонансной орбиты, позволяющей совершить посадку в заданной точке после одного витка полета КА на по резонансной орбите. Приводится пример расчета траектории перелета, обеспечивающей посадку в регионе Велламо-Юг при старте с Земли в 2031 году с использованием предлагаемого подхода, проводится анализ его эффективности в сравнении с другими подходами, традиционно применяемыми для обеспечения посадки в заданный регион поверхности.

Литература

[1] Ivanov M.A. Discriminant and factor analyses as tools for comparison of terrestrial and Venusian volcanic rocks. Geochemistry Int., 2016, vol. 54, no. 1, pp. 48–67. DOI: https://doi.org/10.1134/S0016702916010055

[2] Basilevsky A. T. et al. Landing on Venus: Past and future. Planetary and Space Science, 2007, vol. 55, no. 14, pp. 2097–2112. DOI: https://doi.org/10.1016/j.pss.2007.09.005

[3] Eismont N. et al. Expansion of landing areas on the Venus surface using resonant orbits in the Venera-D project. Acta Astronaut, 2022, vol. 197, no. 8, pp. 310–322. DOI: https:// doi.org/10.1016/j.actaastro.2022.03.014

[4] Eismont N. A. et al. Resonant Orbits in the Problem of Expanding the Reachable Landing Areas on the Surface of Venus. Astronomy Letters, 2021, vol. 47, no. 5, pp. 316–330. DOI: https://doi.org/10.1134/S1063773721050042

УДК 629.784

Использование возможностей двигательной установки пилотируемого транспортного корабля для обеспечения безопасности экипажа при прохождении морских участков в случае аварии ракеты-носителя при выведении с космодрома Восточный на солнечно-синхронную орбиту

Иванов Георгий Михайлович ivanovbnr.i@ya.ru
ПАО «РКК «Энергия»

Муртазин Рафаил Фарвазович rfmurtazin@bmstu.ru
ПАО «РКК «Энергия»

Показана возможность использования двигательной установки (ДУ) пилотируемого транспортного корабля (ПТК) в случае аварии ракеты-носителя (РН) на участке выведения с космодрома Восточный на высокоширотную орбиту российской орбитальной станции (РОС). Часть аварийной трассы корабля составляет морской участок, проходящий через Северный Ледовитый и Атлантический океан. Избежать аварийной посадки на морскую поверхность предлагается с использованием ДУ ПТК, таким образом, чтобы смещать точку аварийной посадки корабля вперед, либо назад вдоль аварийной трассы (за счет разгонного или тормозного импульса ДУ). На заключительном участке траектории импульс довыведения позволит ПТК выйти на замкнутую орбиту. Такой подход обеспечит приведение ПТК в зоны доступности поисково-спасательных средств и позволит сократить время и затраты на эвакуацию экипажа.

Ключевые слова: *авария ракеты-носителя, спасение экипажа, пилотируемый транспортный корабль, довыведение, оптимизация траектории*

На смену МКС планируется запуск новой РОС. Предполагается, что станция будет находиться на солнечно-синхронной орбите (ССО) наклонением 96,8° [1]. Преимуществом данной орбиты по сравнению с орбитой МКС является возможность наблюдения любой точки планеты один раз в двое суток в одно и то же местное время, а Арктической части Земли каждые 1,5 часа. Нахождение станции на ССО позволяет решать множество прикладных научных задач, например, таких как:

- мониторинг чрезвычайных ситуаций: разливы нефти, паводки, пожары;
- исследование водных ресурсов, отслеживание толщины льда в интересах арктического ледокольного флота;
- мониторинг ионосферы, климатических и микрофизических процессов;
- отработка технологий и оборудования обеспечения длительных межпланетных полетов;
- взаимодействие РОС с космическими аппаратами (КА) на солнечно-синхронных орбитах, и др.

Рассматривается доставка экипажа на станцию при помощи ПТК, выводимого РН тяжелого класса «Ангара-А5М» с космодрома Восточный. Значительная часть множества точек посадки корабля в случае аварии РН на участке работы 3 ступени составляет морская поверхность, проходящая через Северный Ледовитый и Атлантиче-

ский океан. Спасание экипажа на данном участке осложнено суровыми климатическими условиями и поэтому должно проводиться в максимально короткий срок. Для «прикрытия» этого участка большой протяженности потребуется значительное количество спасательных средств.

По существующей циклограмме, при поступлении аварийной команды происходит отделение возвращаемого аппарата с последующим уводом от РН при помощи твердотопливных двигателей и спуском в неуправляемом режиме [2].

В работе рассмотрена возможность использования ДУ ПТК для сокращения протяженности морского участка аварийной трассы. Сила тяги ДУ, величина рабочего запаса топлива и момент включения ДУ после аварийного отделения от РН определяют энергетические возможности ПТК. В процессе выведения наступает момент, когда энергетические возможности ПТК позволяют сформировать замкнутую орбиту после отделения от аварийной РН, избежав спуска в неблагоприятный для спасения район. Такой маневр называется довыведением [2, 3]. Совершив один или несколько витков, в зависимости от выбранного района посадки, на полученной орбите ДУ ПТК выдает тормозной импульс и аппарат совершает посадку в штатный район. В случае аварии РН ранее момента возможного маневра довыведения, использование ДУ позволит оптимально смещать точку аварийной посадки корабля, в зависимости от ситуации, либо вперед, либо назад вдоль аварийной трассы (за счет выполнения разгонного или тормозного импульса ДУ). Такие маневры обеспечат приведение ПТК в зоны доступности поисково-спасательных средств и позволит сократить время и затраты на эвакуацию экипажа. Для получения оптимального закона управления вектором тяги использовался алгоритм последовательного квадратичного программирования NPSOL [4].

Проведенное исследование подтверждает принципиальную возможность предлагаемой процедуры выведения с космодрома Восточный на орбиту РОС. Приведенные результаты показывают величину протяженности морского участка аварийной трассы выведения ПТК и количество задействованных спасательных средств в зависимости от величины момента включения ДУ после аварийного отделения. Эти данные позволяют сформулировать требования к параметрам ДУ ПТК в процессе проектирования и обосновать их выбор с целью сокращения материальных и временных затрат на поисково-спасательное обеспечение полета ПТК.

Литература

[1] Высота орбиты будущей российской станции составит 372 км. Интерфакс. URL: interfax.ru/world/853933 (дата обращения 21.11.2022).

[2] Murtazin R., Petrov N., Ulybyshev Y. Launch strategy for manned spacecraft: Improving safety or increasing of launch mass? Acta Astronautica, 2011, vol. 69, pp. 644–649.
DOI: https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2011.05.031

[3] Улыбышев Ю.П. Оптимизация аварийных суборбитальных траекторий довыведения пилотируемого космического корабля. Управление в аэрокосмических системах (УАС – 2018): с. тез. Санкт-Петербург, 018, с. 249–258.

[4] Gill P.E., Murray W., Saunders M.A., Wright M.H. User’s Guide for NPSOL (Version 4): a Fortran Package for Nonlinear Programming, Dept. of Operations Research, Stanford Univ, TR SOL 86-2, Stanford, CA, 1986.

УДК 629.78

Одновременная разгрузка электромеханических исполнительных органов и управление движением центра масс геостационарного космического аппарата при помощи системы электроракетных двигателей

Иванов Георгий Алексеевич georgyivanov1911@gmail.com
МГТУ им. Н.Э. Баумана
Давыдов Алексей Алексеевич dep113@gmail.com
АО «ГКНПЦ им. М.В. Хруничева»

Рассмотрена возможность одновременной коррекции орбиты космического аппарата и разгрузки системы электромеханических исполнительных органов при помощи системы, состоящей из восьми симметрично установленных на космическом аппарате электрореактивных двигателей, линии действия которых смещены относительно центра масс космического аппарата. В итоге выполнения работы предложен алгоритм выбора набора из пяти двигателей и расчета огневых времен для каждого из них. Определен критерий возможности одновременного обеспечения требуемого импульса силы и импульса момента.

Ключевые слова: *космический аппарат, ориентация спутника, геостационарная орбита, вращательное движение, расход топлива, двигатель-маховик*

На космических аппаратах (КА) с длительным сроком активного существования управление угловым положением целесообразно организовать с помощью системы электромеханических исполнительных органов (ЭМИО) — двигателей-маховиков (ДМ) или силовых гироскопов (СГ) [1, 2] Управление угловым движением КА с помощью ЭМИО основано на перераспределении кинетического момента между КА и группой исполнительных органов, установленных на КА. Это обеспечивает экономию рабочего тела, используемого для управления линейным движением КА с помощью реактивных двигателей. В процессе работы ЭМИО требуется периодическая разгрузка, чтобы собственный кинетический момент ДМ (СГ), накопленный в процессе управления, не превышал определенного порога. Разгрузка осуществляется путем создания реактивными двигателями внешнего момента заданной величины и направления.

В работе [3] рассмотрен один из вариантов решения задачи одновременной реализации требуемого импульса тяги и импульса момента симметричной системой из восьми реактивных двигателей, установленных на КА, при помощи методов описанных в [4]. Проанализирован сценарий применения шести двигателей из системы. Записаны критерии, по которым возможно определить набор для решения поставленной задачи.

В данной работе рассматривается возможность применения симметричной системы установки электроракетных двигателей (ЭРД) для одновременного формирования вектора силы, приложенного к центру масс (ЦМ) КА для коррекции его орбитального движения, и вектора механического момента, обеспечивающего разгрузку систему

ЭМИО. Во внимание приняты особенности, обусловленные функционированием КА на геостационарной орбите.

Для выполнения работы к рассмотрению была принята система установки тяговых модулей (ТМ), получившая широкое распространение при использовании на геостационарных КА связи. Особенности данной системы предполагают возможность в каждый момент времени работы только одного из восьми ТМ, установленных на КА. Так же углы установки тяговых модулей не предполагают возможности создания тяги вдоль продольной оси КА, ориентированной вдоль местной вертикали. Так же принято во внимание, что задание на выполнение корректирующих импульсов выдается отдельно в проекциях на оси Oy и Oz связанной системы координат КА. Эти особенности позволяют для выполнения описанного маневра, при соблюдении полученных критериев, использовать только пять двигателей, что позволяет уменьшить суммарное количество включений двигателей системы и продлить срок активного существования КА.

Показано, что суммарное огневое время выбранных двигателей для реализации требуемого импульса не изменится в случае его разбиения на два этапа:

1. Разгрузка системы ЭМИО.
2. Обеспечение требуемого импульса силы.

При анализе системы с учетом осуществления маневра подобным образом тяговые модули можно разделить на наборы, отвечающие критериям, требуемым либо для реализации импульса тяги, либо для разгрузки системы ЭМИО. При составлении подобных наборов обнаружено, что в каждой группе двигателей, отвечающей за реализацию тяги, всегда обнаруживается такое сочетание, при помощи которого представляется возможным создание вектора момента сил в любом требуемом направлении. Показано, что в общем случае для выполнения требуемого задания достаточно включения только пяти тяговых модулей из системы. Получен критерий, по которому можно заключить о возможности или невозможности реализации требуемого импульса тяги и импульса момента.

В итоге выполнения работы предложен алгоритм выбора набора двигателей, который позволяет выполнить требуемый корректирующий импульс совместно с разгрузкой кинетического момента ЭМИО, и расчета огневых времен для каждого из них. Определен критерий возможности одновременной реализации требуемого импульса силы и импульса момента.

Литература

[1] Раушенбах Б.В., Токарь Е.Н. Управление ориентацией космических аппаратов. Москва, Наука, 1974, 598 с.

[2] Белицкий В.В. Движение искусственного спутника относительно центра масс. Москва, Наука, 1965, 416 с.

[3] Давыдов А.А., Игнатов А.И., Сазонов В.В. Применение реактивных двигателей для управления поступательным движением КА одновременно с разгрузкой кинетического момента электромеханических исполнительных органов. Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша, 2006, 082, 20 с.

[4] Гантмахер Ф.Р. Теория матриц. Москва, Наука, 1966, 559 с.

УДК 681.51

Использование гиросистемы для реализации режима орбитальной ориентации космического аппарата в окрестности неустойчивого положения равновесия

Игнатов Александр Иванович ignatov@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Коломиец Ева Сергеевна eva.kolomietz@yandex.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматривается движение космического аппарата-гиростата в режиме его орбитальной ориентации. В работе рассмотрен закон управления, позволяющий поддерживать достаточно точную ориентацию аппарата в окрестности его неустойчивого положения равновесия с помощью гиросистемы (двигателей-маховиков или гиродинов). В этом режиме аппарат совершает малые колебания в орбитальной системе координат в окрестности положения равновесия, а собственный кинетический момент гиросистемы остается ограниченным. Показано, что поддержание достаточно точной орбитальной ориентации аппарата можно обеспечить без накопления кинетического момента гиросистемы. Приведены аналитические зависимости для выбора значений коэффициентов закона управления собственным кинетическим моментом гиросистемы.

Ключевые слова: *космический аппарат, гиростат, гиросистема, положение равновесия*

Рассматривается движение космического аппарата-гиростата на низкой околоземной орбите, близкой к круговой. Режим орбитальной ориентации космического аппарата является одним из самых благоприятных при проведении некоторых биологических и технологических космических экспериментов, поскольку обеспечивает наименьшую область вариации вектора микроускорений возникающих на борту космического аппарата [1]. Для поддержания достаточно точной орбитальной ориентации аппарата можно использовать различные исполнительные органы системы управления: электрореактивные двигатели, электромагнитные катушки, а также гиросистему (двигатели-маховики или гиродины). В данной работе в качестве основного исполнительного органа системы управления космического аппарата рассматривается гиросистема [2], при использовании которой одним из критериев эффективности функционирования является скорость накопления собственного кинетического момента [3, 4]. Эта скорость определяет промежутки времени между включениями электрореактивных двигателей или электромагнитных катушек для «разгрузки» кинетического момента гиросистемы. Очевидно, что скорость накопления кинетического момента должна быть относительно небольшой, чтобы обеспечить продолжительные отрезки невозмущенного полета космического аппарата с точки зрения уровня микроускорений, возникающих на его борту.

В работе представлена линеаризованная система уравнений вращательного движения космического аппарата, полученная в предположении, что его орбита круговая и неизменна в абсолютном пространстве, а из внешних моментов действует только

гравитационый момент. Показано, что линеаризованная в окрестности гравитационно неустойчивого положения равновесия космического аппарата система уравнений его вращательного движения разбивается на две независимые системы третьего и шестого порядков. Предложен закон управления кинетическим моментом гиросистемы обеспечивающий трехосную орбитальную ориентацию космического аппарата в окрестности его неустойчивого положения равновесия [3, 5]. Приведены аналитические зависимости для выбора коэффициентов указанного закона, обеспечивающие достаточно большую степень устойчивости линеаризованной системы третьего прядка. Для линеаризованной системы шестого порядка приводятся результаты расчета коэффициентов закона управления, полученных с помощью численного решения алгебраического матричного уравнения Рикатти.

Приведены результаты численного решения полной математической модели движения космического аппарата, которые показали, что предложенный закон управления и выбранные значения его коэффициентов обеспечивают достаточно точную стабилизацию аппарата в окрестности неустойчивого положения равновесия, при этом собственный кинетический момент гиросистемы близок к нулю и практически не увеличивается на всем отрезке времени моделирования.

Литература

[1] Игнатов А.И., Сазонов В.В. Реализация режимов вращательного движения ИСЗ с малым уровнем микроускорений электромеханическими исполнительными органами. Космические исследования, 2012, т. 50, № 5, с. 380–393.

[2] Игнатов А.И. Выбор геометрических параметров расположения системы двигателей-маховиков при управлении вращательным движением космического аппарата. Известия РАН. Теория и системы управления, 2022, № 1, с. 124–144. DOI: https://doi.org/10.31857/S0002338822010061

[3] Игнатов А.И., Сазонов В.В. Реализация режима орбитальной ориентации искусственного спутника Земли без накопления кинетического момента гиросистемы. Известия РАН. Теория и системы управления, 2020, № 1, с. 129–142. DOI: https://doi.org/ 10.31857/S0002338819060064

[4] Богачев А.В., Воробьева Е.А., Зубов Н.Е., Микрин Е.А., Мисриханов М.Ш., Рябченко В.Н., Тимаков С.Н. Разгрузка кинетического момента инерционных исполнительных органов космического аппарата в канале тангажа. Известия РАН. Теория и системы управления, 2011, № 3, с. 132–139.

[5] Vadali S.R., Oh H.-S. Space Station Attitude Control and Momentum Management: A Nonlinear Look. Journal of Guidance, Control and Dynamics, 1992, vol. 15, no. 3, pp. 577–586.

УДК 629.7.069

Подход к получению оптимальной программы управления движением летательного аппарата на участке доведения полезных нагрузок

Казаков Геннадий Викторович kgv.64@mail.ru
4 ЦНИИ Минобороны России

Сидоров Алексей Викторович aleks-sidi@yandex.ru
4 ЦНИИ Минобороны России

Коробов Павел Владимирович pwk1954@yandex.ru
4 ЦНИИ Минобороны России

Рассмотрен возможный подход к решению задачи определения оптимальных управлений движением центра масс летательного аппарата на участке доведения полезных нагрузок по заданным терминальным точкам (точки прибытия), заключающийся в определении управлений, оптимальных для всего участка доведения полезных нагрузок. Установлено, что программа управления летательным аппаратом на участке доведения полезных нагрузок, оптимальная на каждом шаге доведения, не будет оптимальной для всего участка доведения в целом.

Ключевые слова: *двигательная установка, летательный аппарат, подвижная платформа, оптимизация пошаговая, оптимизация в целом, полезная нагрузка*

ПОДХОД К ПОЛУЧЕНИЮ ОПТИМАЛЬНОЙ ПРОГРАММЫ УПРАВЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЕМ ЛЕТАТЕЛЬНОГО АППАРАТА НА УЧАСТКЕ ДОВЕДЕНИЯ ПОЛЕЗНЫХ НАГРУЗОК

Программу управления движением центра масс летательного аппарата (ЛА) на участке доведения полезных нагрузок (ПН) обычно определяют, исходя их минимума энергозатрат двигательной установки (ДУ) доводочной ступени (ДС) на каждом шаге доведения ПН, то есть принимается допущение о том, что управления движением центра масс ЛА, оптимальные (минимальные) по энергетике для каждого шага доведения ПН, будут оптимальными и для всего участка доведения ПН. Такой подход к определению программы движения ЛА на участке доведения ПН будем называть в дальнейшем пошаговой оптимизацией в отличие от оптимизации «в целом», когда программа управления движением ДС ЛА определяется, исходя из минимума суммарных энергетических затрат ДУ ДС на всем участке доведения ПН.

Задачу оптимизации программы движения ЛА на участке доведения ПН будем рассматривать при заданном порядке обхода терминальных точек (точек прибытия ПН). Анализ известных методик решения задачи оптимизации программы движения ЛА на участке доведения ПН [1, 2] показывает, что программы управления движением центра масс ЛА определяются на основе пошаговой оптимизации, то есть программа управления определяется из условия минимума энергетических затрат ДУ на каждом шаге доведения ПН (под шагом доведения ПН понимается переход ЛА с i-ой на $(i + 1)$-ю попадающие траектории). Предпосылкой пошагового подхода является предположение о том, что программы управления, оптимальные на каждом шаге доведения ПН, будут оптимальными и для всего участка доведения ПН, то есть предполагается равенство

минимума суммы энергетических затрат ДУ на участке доведения ПН сумме минимумов энергетических затрат на одношаговые переходы. На этой основе исходная задача определения оптимальных управлений полетом ЛА декомпозируется на (n – 1) задачу оптимизации (где n — количество терминальных точек). Однако вследствие зависимости вектора управлений на i-м шаге доведения ПН от вектора управлений на (i – 1)-м шаге доведения, указанное выше предположение не выполняется. Поэтому программа управления ЛА, оптимальная для каждых в отдельности одношаговых переходов, не будет оптимальной для участка доведения ПН ЛА в целом.

Основными допущениями примем следующие:

- баллистический полет рассматривается в рамках кеплеровой схемы: Земля — невращающаяся сфера заданного радиуса, атмосфера – отсутствует, действует одна центральная сила притяжения Земли;
- программный полет будем рассматривать в рамках импульсной схемы, когда пренебрегается время на сообщение ДУ ЛА дополнительной скорости ПН и участок доведения ПН сведен в точку;
- начальные условия программного полета обеспечивают попадание первой ПН в заданную первую терминальную точку.

Введем систему координат участка доведения. Начало системы координат поместим в точку O — точку начала участка доведения. Ось OY является продолжением радиус-вектора точки O (r_0). Ось OX перпендикулярна оси OY и лежит в плоскости, проходящей через вектор r_0 и радиус-вектор первой терминальной точки r_1. Ось OZ дополняет систему координат до правой тройки.

За вектор управлений $U(t)$ примем цилиндрические V_{yi}, V_{ri}, E_i (i=2, 3, ..., n), где V_{yi} — проекция вектора скорости на i-ом шаге доведения на ось OY; V_{ri} — проекция вектора скорости на плоскость XZ; E_i — угол между плоскостью XY и плоскостью, проходящей через r_0 и радиус-вектор i-й ТТ r_i. Угол E_i однозначно определяется по заданным координатам терминальных точек.

Для определения условий попадания i-й ПН в i-ю терминальную точку, записанных в цилиндрических координатах V_{yi}, V_{ri}, E_i (i = 2, 3, ..., n), используем известную формулу дальности полета ПН (Φ_i) по эллиптической траектории [3], записанную через цилиндрические координаты V_{yi}, V_{ri}, E_i (i = 2, 3, ..., n):

$$V_{yi} = \frac{\left(a_i b_0 / r_0 - b_i V_{pi}^2\right)}{V_{pi}}, \tag{1}$$

где безразмерные введенные параметры $a_i = tg\frac{\Phi_i}{2}$; $b_i = a_i + \frac{h}{2}\left(a_i + \frac{1}{a_i}\right); h = \frac{r_0 - R}{R}, i = 2,3, \dots, n$; b_0 = 3,986032 · 10^{14} м^3/с^2 — геоцентрическая гравитационная постоянная Земли.

Импульс скорости, требуемый для перехода с (i – 1)-й на i-ю попадающие траектории, с использованием теоремы косинусов может быть представлен в виде

$$\Delta V_{i-1,i}^2 = V_{pi}^2 + V_{pi-1}^2 + \left(V_{pi} - V_{pi-1}\right)^2 - 2V_{pi}V_{pi-1}\cos(E_i - E_{i-1}). \tag{2}$$

Суммарные энергетические затраты ДУ на реализацию программы движения центра масс ЛА на участке доведения ПН могут быть получены по известной формуле К.Э. Циолковского для характеристической скорости ΔV [4].

Если в полете для всех маневров используется одно и тоже топливо и характеристики всех двигателей, работающих в процессе маневров, одинаковы, то суммарные энергетические затраты ДУ на реализацию программы движения центра масс ЛА могут быть рассчитаны по формуле

$$\Delta m_{\Sigma} = \sum_{i=2}^{n}(m_{i-1} - m_{9i-1})\left(1 - \exp\left(-\frac{\Delta V_{i-1,i}}{u_e}\right)\right), \quad (3)$$

где m_{i-1} — масса ЛА перед отделением (i –1)-й ПН; $m_{Эi-1}$ — масса (i – 1)-й ПН.

Решим задачу определения управлений ДС методом пошаговой оптимизации и методом «оптимизации в целом», а затем сравним получаемые решения.

1. Пошаговая оптимизация.

В общем случае для всего участка доведения ПН:

$$\Delta m_i = \Delta m_i(V_{pi}), i = 2,3, \dots, n, \quad (4)$$

Записывая условие экстремума функции вида (4) на каждом шаге доведения, имеем:

$$V_{\rho i} + (V_{yi} - V_{yi-1})\frac{dV_{yi}}{dV_{\rho i}} - V_{\rho i-1}\cos(E_i - E_{i-1}) = 0.$$

После несложных преобразований для определения требуемого вектора управлений в цилиндрической системе координат получаем следующую сводку соотношений:

$$V_{pi}^4 + l_1 V_{pi}^3 + l_2 V_{pi} + l_3 = 0 \quad (i = 2,3, \dots, n), \quad (5)$$

где l_1, l_2, l_3 на первом шаге участка доведения определяются по начальным условиям, а затем на последующих шагах – по параметрам найденной по сводке соотношений (5) попадающей траектории предыдущего шага доведения ПН.

Уравнение четвертой степени в сводке соотношений (5) в общем случае не имеет аналитического решения в радикалах и может быть решено методом последовательных приближений.

2. Оптимизация «в целом».

Анализ формулы (3) позволяет сделать вывод о том, что Dm_S является функцией (n-1) независимой переменной V_{r2}, V_{r3}, ..., V_{yn}.

Записывая условия экстремума функции (n-1) независимой переменной и произведя несложные преобразования, получим следующую систему (n – 1) нелинейного уравнения с (n – 1)-м неизвестным следующего вида:

$$\begin{gathered}\frac{m_i}{\Delta V_{i-1,i}}\left[V_{pi} + (V_{yi} - V_{yi-1})\frac{dV_{yi}}{dV_{pi}} - V_{pi-1}\cos(E_i - E_{i-1})\right] + \\ + \frac{m_{i+1}}{\Delta V_{i,i+1}}\left[V_{pi} + (V_{yi} - V_{yi+1})\frac{dV_{yi}}{dV_{pi}} - V_{pi+1}\cos(E_i - E_{i+1})\right] = 0; \\ V_{pn} + (V_{yn} - V_{yn-1})\frac{dV_{yn}}{dV_{pn}} - V_{pn-1}\cos(E_n - E_{n-1}) = 0.\end{gathered} \quad (6)$$

Анализ системы уравнений (6) показал, что равенство нулю первой квадратной скобки представляет собой условие пошаговой оптимизации, а вторая квадратная скобка влияние следующего шага доведения на текущий шаг.

Для решения системы уравнений (6) целесообразно в качестве первого приближения использовать решения исходной задачи, полученные пошаговым методом.

По разработанным методикам проведены численные исследования. Анализ численных исследований позволяет судить о существенной зависимости погрешности пошаговой оптимизации от координат терминальных точек, порядка их обхода и типа траектории, проходящей через первую терминальную точку и сформулировать следующие выводы.

1. Погрешность пошаговой оптимизации для расстояний между терминальными точками менее 500 км не превышает 2 % суммарных энергетических затрат ДУ ДС, а при расстояниях более 500 км может достигать 6 %.
2. При вариации порядка обхода терминальных точек погрешность пошаговой оптимизации уменьшается по мере приближения квазиоптимального порядка обхода к оптимальному варианту.

Литература

[1] Разоренов Г.А. Лекции по механике полета баллистических ракет. Москва, Машиностроение-Полет, 2019, с. 276–303, 504–522.

[2] Бордюков М.М., Галактионов В.С., Знак В.А., Знак Н.Е., Казаков Г.В., Сидоров А.В. Гарантированное оценивание конечного фазового состояния управляемых системна заданном множестве достижимости. Двойные технологии, 2009, № 4, с. 34–38.

[3] Погорелов Д.А. Теория эллиптических движений летательных аппаратов. Москва, Физматгиз, 1961, с. 26–35.

[4] Одинцов В.А., Анучин В.М. Маневрирование в космосе. Москва, Изд-во Минобороны, 1974, с. 107–112.

УДК 629.7.069

Метод учета человеческого фактора при проектировании автоматизированной системы подготовки данных полета летательных аппаратов

Казаков Геннадий Викторович kgv.64@mail.ru
ФГБУ «4 ЦНИИ» Минобороны России

Корянов Всеволод Владимирович vkoryanov@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрены наиболее опасные ошибки проектирования автоматизированной системы подготовки данных полета летательных аппаратов. В любом процессе, связанном с участием человека, появляется так называемый человеческий фактор. Если решению задачи оптимизации технических и программных средств при проектировании систем посвящено множество работ, то задача учета человеческого фактора требует разработки нового метода. В этом случае имеет место задача уменьшения до допустимого минимума негативного влияния человеческого фактора на процесс проектирования автоматизированной системы подготовки данных. Аналитическое решение этой задачи может быть получено с использованием метода анализа иерархий. С этой целью автором выделены основные свойства специалиста, которые существенно влияют на качество процесса проектирования системы: надежность, образование, опыт работы, трудовая дисциплина. Эти свойства персонала определяют родовые критерии влияния человеческого фактора на процесс проектирования системы. Конечным шагом предложенного метода является составление сводной таблицы нормированных векторов приоритетов для всех перечисленных выше свойств, которая позволяет получить общую оценку пригодности любого кандидата на должность проектировщика системы и определить оценки для идеального сотрудника и оценку для профнепригодного кандидата. Таким образом обеспечивается минимальная вероятность появления негативного влияния человеческого фактора как случайного возмущающего фактора.

Ключевые слова: *автоматизированная система, летательный аппарат, метод анализа иерархий, подготовка данных, уязвимость, человеческий фактор*

Известно, что наиболее опасными ошибками любой автоматизированной системы (глобальными уязвимостями) являются ошибки и просчеты, допущенные на этапе ее проектирования. Особенно это относится к системам критических приложений (системам с потенциально опасными последствиями из-за нарушения штатного процесса их функционирования), к классу которых относится и автоматизированная система подготовки данных (АСПД) полета летательных аппаратов (ПЛА). Глобальные уязвимости можно представить проектными ошибками и просчетами и проектными закладками.

Задача заключается в оптимизации процесса проектирования. Формализовать этот процесс практически невозможно, поскольку он является многофакторным и многоаспектным, а процесс его оптимизации требует решения достаточно большого числа весьма сложных и разнообразных задач. В связи с этим будем ориентироваться на

тезис работы [1] о том, что для практики любое научно обоснованное построение системы (организация процесса) будет оптимальным.

Хорошо известно, что в любом процессе, связанным с участием человека, появляется так называемый «человеческий фактор», который может влиять на процесс как положительно, так и отрицательно. Если решению задачи оптимизации технических и программных средств при проектировании АС посвящено множество работ, то задача учета так называемого «человеческого фактора» требует разработки нового действенного метода. Обычно персонал подбирается путем предварительного собеседования или по представлению кандидатом характеристик с прежних мест работы, или по заполнению им специальных анкет, в которых проявляются деловые качества кандидата. Возникает вопрос, каким образом следует оценить качество кандидата (работника)? Ведь суждение по одному какому-либо промаху (оплошности) не следует ставить во главу угла при оценке работника. Очень действенным, на взгляд автора, способом оценки качеств работника является оценка его деловых качеств, множество которых может сформулировать руководитель предприятия в зависимости от специфики производства.

Итак, имеет место общая задача — уменьшить до допустимого минимума негативное влияние человеческого фактора на процесс проектирования АСПД ПЛА.

Решение этой общей задачи требует решения следующих ключевых задач.

Задача 1 — подобрать необходимый персонал, который отвечал бы определенным требованиям, выраженным в числовом эквиваленте. Допустим, что удалось подобрать нужный персонал, но теперь надо обеспечить его нормальную работу, а это связано с правильным обоснованием штатной структуры организации-проектировщика системы, а также качества документов, определяющих условия и суть работы проектировщиков. Отсюда вытекает следующая задача.

Задача 2 — обеспечить требуемое значение показателя качества процесса проектирования АСПД ПЛА.

Аналитическое решение этих двух задач может быть получено с использованием метода анализа иерархий (МАИ) [2].

«Человеческий фактор» связан как с руководством процессом проектирования, так и с персоналом проектировщиков. Возникает вопрос, каким образом можно подобрать руководство и персонал проектировщиков, которые обладали бы необходимым качеством.

Действенным средством нейтрализации негативного влияния «человеческого фактора» на проектирование системы является подбор соответствующих кадров. Раскрытие понятия «соответствующих» приводит к необходимости выделения определенных свойств, как руководящего состава, так и персонала проектировщиков, наличие которых сводят к минимуму появление глобальных уязвимостей первой группы.

Можно выделить следующие основные свойства специалиста, которые существенно влияют на качество процесса проектирования системы:

- надежность, определяемая безошибочностью выполнения поставленных перед специалистом задач в установленное время;
- образование, определяемое научной степенью и статусом учебного заведения, который окончил специалист;
- опыт работы, определяемый длительностью работы специалиста в соответствующем направлении и уровнем решаемых при этом производственных задач;

- трудовая дисциплина, определяемая мотивированным желанием специалиста найти наилучшие пути решения поставленных задач и решить эти задачи в установленный срок.

Эти свойства персонала определяют родовые критерии влияния «человеческого фактора» на процесс проектирования АСПД ПЛА [3].

Для решения задачи используются четыре процедуры МАИ, основанных на формировании членами экспертной группы матриц парных сравнений одного объекта (свойства) относительно остальных, вычислении собственного вектора кососимметричной матрицы парных сравнений исследуемых объектов и оценки согласованности суждений экспертов, выраженных в матрице парных сравнений.

При формировании матрицы парных сравнений необходимо сначала выделить самый значимый объект из всех сравниваемых объектов. В данном случае главным (наиболее весомым) элементом является надежность, как программиста, так и руководителя. В [4, 5] отмечается, что спорным является вопрос о том, насколько подготовленным должен быть руководитель в техническом плане. Матрица парных сравнений должна быть составлена таким образом, чтобы показатель надежности руководителя (программиста) имел наивысший приоритет.

Конечным шагом алгоритма является составление сводной таблицы нормированных векторов приоритетов для всех перечисленных выше свойств, определяющих пригодность специалиста к зачислению в штат проектировщиков АСПД ПЛА.

Эта таблица, во-первых, позволяет получить общую оценку пригодности (GFA — General fitness assessment) любого кандидата на должность проектировщика АСПД ПЛА.

Во-вторых, из этой таблицы можно определить оценки для идеального сотрудника ($C_И$) и оценку для профнепригодного кандидата ($C_{НПР}$) в виде среднеарифметического значений компонент всех нормированных векторов приоритетов.

Таким образом, будет получен диапазон, который служит критерием приема на работу специалистов, как для руководящего состава, так и для личного состава проектировщиков.

С этой целью заказчик выбирает кандидатуру генерального конструктора системы, который затем набирает персонал проектировщиков, установив допустимое числовое значение общей оценки (например, в пределах 0,7...0,9).

Вот таким образом обеспечивается минимальная вероятность появления негативного влияния «человеческого фактора», как случайного возмущающего фактора.

Литература

[1] Пугачёв В.С. Теория случайных функций и её применение к задачам автоматического управления. Москва, Физматгиз, 1960, 883 с.

[2] Саати Т.Л. Принятие решений при зависимостях и обратных связях. Москва, Изд-во ЛКИ, 2008, 360 с.

[3] Казаков Г.В., Котяшев Н.Н., Обеспечение уровня технологического совершенства перспективных автоматизированных систем управления Вооруженных Сил Российской Федерации. III Всерос. науч.-техн. конф.: сб. ст. В 3 т. Т. 3. Анапа, 2021, с. 99–108.

[4] Ройс У. Управление проектами по созданию программного обеспечения. Москва, ЛОРИ, 2002, 424 с.

[5] Фатрелл Р.Т., Шафер Д.Ф., Шафер Л.И. Управление программными проектами. Достижение оптимального качества при минимуме затрат. Москва, Издат. дом «Вильямс», 2004, 168 с.

УДК 629.7.069

Сравнительный анализ вариантов построения автоматизированной системы подготовки данных полета летательных аппаратов

Казаков Геннадий Викторович kgv.64@mail.ru
4 ЦНИИ Минобороны России

Рассмотрено проектирование автоматизированных систем подготовки данных полета летательных аппаратов, предусматривающее рассмотрение как приемлемых, так и неприемлемых вариантов построения систем. Анализ неприемлемости варианта построения систем выявляет причины этой неприемлемости. Рассмотрено несколько таких вариантов. Такие варианты требуют больших затрат в процессе их эксплуатации за счет избыточности средств подготовки данных и при их реализации нарушен главный системный принцип построения сложной системы — ее целостность в информационном плане. Предложено выделить в системе некоторую принципиально общую для всех летательных аппаратов часть, размещаемую в сервере ядра системы. Такой вариант организации системы назван «лепестковым» по его виду и может быть использован для ее построения. Недостатком рассмотренного варианта построения системы является доставка носителей информации к месту дислокации летательного аппарата физическим способом. В связи с этим рассмотрен еще один приемлемый вариант построения системы, основанный на использовании высоких информационных технологий.

Ключевые слова: *автоматизированная система, данные достижимости, данные полёта, летательный аппарат, подготовка данных, программно-аппаратный комплекс*

При проектировании автоматизированной системы подготовки данных (АСПД) полета летательных аппаратов (ПЛА) целесообразно рассматривать как приемлемые, так и неприемлемые варианты построения системы [1]. Анализ неприемлемости варианта построения АСПД позволит выявить и понять как устранить причины этой неприемлемости. После этого можно приступать к оптимизации вариантов построения системы с учетом особенностей процесса подготовки данных (ПД) ПЛА, одна из которых заключается в ПД для разных типов летательных аппаратов (ЛА).

Первый неприемлемый вариант предполагает использовать совокупность программно-аппаратных комплексов (ПАК) для каждого типа ЛА. Такой вариант требует больших затрат в процессе их эксплуатации за счет избыточности средств ПД. Речь уже пойдет не о дублировании средств ПД, а об их *n*-кратном повторении функций всех элементов.

В этом варианте средства ПД ПЛА для каждого типа ЛА представляют собой ПАК, имеющий управляющий программный комплекс (УПК), специальное программное обеспечение (СПО) формирования и контроля реализуемости данных достижимости (ФДД-КРДД). При этом подготовленные данные достижимости (ДД) записываются на специальный носитель информации (СНИ) и передаются физическим способом на свой тип ЛА.

ДД поступают в цифровой вычислительный комплекс (ЦВК) ЛА, где производится расчет и контроль реализуемости данных полета летательных аппаратов (ДПЛА). При положительных результатах контроля рассчитанные ДПЛА поступают в систему управления (СУ) ЛА, которая формирует необходимый управляющий сигнал согласно введенным ДПЛА.

Очевидно, что такой вариант построения АСПД ПЛА неприемлем, так как нарушается главный системный принцип построения сложной системы — ее целостность в информационном плане. Кроме того в такой системе игнорирован принцип открытости системы [2, 3].

Скорее всего, такой вариант системы с технической точки зрения будет выполнен без использования современных программно-аппаратных средств и информационных технологий. Вследствие этого созданные разработчиком ЛА средства подготовки ДД будут громоздкими, неудобными в эксплуатации и малопроизводительными. Это объясняется непрофессионализмом разработчика ЛА в создании АСПД ПЛА, использование им устаревших технических средств, хорошо апробированных и успешно использовавшихся в данной области продолжительное время.

Разработчик ЛА будет стараться разработать свой тип ЛА, но задача разработки современных средств подготовки ДД и ДПЛА для него решаться не будет.

Таким образом, причины неприемлемости варианта кроются в его представлении в виде совокупности разрозненных средств подготовки ДД для различных типов ЛА; технической несостоятельности (наличие недопустимых габаритов устаревших средств ПД, низкие производительность и надежность); в физической доставке громоздких СНИ СУ ЛА, что увеличивает время от момента команды на запуск ЛА до его реального взлета.

Из сказанного ясно, что модификация первого неприемлемого варианта АСПД ПЛА лежит на пути унификации. Предположим, что при составлении проекта модификации АСПД ПЛА было принято решение унифицировать базу данных (БД), сделав ее единой для всех типов ЛА, унифицировать УПК и унифицировать ПАК подготовки ДД, сделав его универсальным (УПАК).

Возникает вопрос о правильности принятия такого решения.

Для ответа на этот вопрос рассмотрен наиболее вероятный путь модификации системы. Наиболее вероятным будет разработка УПАК, который в определенной мере будет содержать все элементы предыдущих ПАК. В этом варианте будут использованы все те же устаревшие средства ПД, и УПАК будет громоздким, информационно «неповоротливым», с низкими производительностью и надежностью. Но самое главное, что этот вариант по указанным причинам также является неприемлемым.

Принятие решения о модификации АСПД ПЛА должно базироваться не только на унификации элементов системы, но и на соблюдении принципа открытости АСПД ПЛА. Имеет смысл выделить в системе некоторую принципиально общую для всех ЛА часть, которую разместим в сервере ядра системы. Назовем такой вариант организации АСПД ПЛА «лепестковым» по его виду.

Все спецификации на входную информацию определяет разработчик АСПД ПЛА, а спецификации на представление выходных данных определяет разработчик ЛА.

На уровне идеи в лепестковой схеме имеются области памяти («лепестки»), в которых размещены необходимые для подготовки ДД и ДПЛА данные для конкретного типа ЛА. Кроме этого, схема должна содержать «лепестки» для других типов ЛА.

На уровне идеи, ядром предлагаемого варианта АСПД ПЛА может служить общий вид уравнений движения ЛА, гравитационного потенциала Земли, модели атмо-

сферы, а также основные элементы построения СПО ФДД-КРДД, элементы СПО для построения программного моделирующего комплекса, а также общие для всех типов ЛА интерфейсы, которым обязаны следовать разработчики ЛА разных типов для обеспечения возможности интеграции своего вида данных в информационную структуру АСПД ПЛА.

Конкретный облик системы, соответствующий системному принципу построения АСПД ПЛА, как открытой системы [4], должен быть создан группой организаций, включающих: разработчика АСПД ПЛА, разработчиков всех типов ЛА и НИИ Заказчика.

Анализируя представленную лепестковую схему организации АСПД ПЛА, можно сделать вывод о том, что эта идея может быть использована для построения системы для полной группировки ЛА.

Недостаток рассмотренного приемлемого варианта построения АСПД ПЛА состоит в том, что СНИ доставляется к месту дислокации ЛА физическим способом. В связи с этим можно рассмотреть еще один приемлемый вариант построения АСПД ПЛА, основанный на использовании высоких информационных технологий.

Функционирование этой системы происходит следующим образом.

На первом этапе производится подготовка данных ПЛА для J типов ЛА установленного числа M планов полета группировки ЛА.

Прогноз осуществляется, в основном, по важности целевых объектов, которые могут возникнуть в прогнозируемый период времени. В результате будет загружена БД АСПД ПЛА для всех ЛА и M планов.

Информация БД АСПД ПЛА фрагментируется по всем ЛА, которым присваивается уникальный код. Эти фрагменты БД направляются соответствующим ЛА. При необходимости запуска ЛА в определенный момент времени на вход АСПД ПЛА подается актуальный состав ЛА, который будет выполнять поставленные в плане полета задачи.

В соответствии с актуальным составом группировки ЛА выбираются коды фрагментов БД, которые по каналам связи передаются на ЛА. БД ЛА представляет собой M массивов ДД для каждого из M планов. Далее по поступившему коду БД ЛА выбирается массив ДД, соответствующий актуальному номеру плана и средствами ЦВК ЛА производится расчет и контроль реализуемости подготовленных ДПЛА. Поскольку все ДД прошли предварительный контроль их реализуемости, то вероятность отрицательного результата при подготовке ДПЛА будет ничтожно мала и ею можно пренебречь.

Литература

[1] Бусленко Н.П. Моделирование сложных систем. Москва, Наука, 1968, 247 с.

[2] Николаев В.И., Брук В.М. Системотехника: методы и приложения. Ленинград, Машиностроение, 1985, 199 с.

[3] Поспелов Г.С., Ириков В.А. Программно-целевое планирование и управление (введение). Москва, Советское Радио, 1976, 440 с.

[4] Якубайтис Э.А. Архитектура вычислительных сетей. Москва, Статистика, 1980, 279 с.

УДК 533.6

Анализ эффективности применения перфорации поверхностей для управления процессами обтекания летательного аппарата

Калугина Мария Денисовна Maria224466@yandex.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Луценко Александр Юрьевич lutsenko@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Назарова Динара Камилевна dknazarova@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Слободянюк Дмитрий Михайлович slob.dima@mail.ru
РКК «Энергия»

Калугин Владимир Тимофеевич kaluginvt@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрено экспериментальное и численное исследование процессов обтекания летательных аппаратов со сплошными и перфорированными стабилизирующими устройствами, представляющими собой коническую юбку и плоский диск. Получены аэродинамические коэффициенты и структуры обтекания моделей с двумя типами затупления головной части: полусферическим и торцевым. Рассмотрено влияние сквозной перфорации на течение возле стабилизирующего устройства и в зоне ближнего следа летательного аппарата. Проведен сравнительный анализ полученных результатов. Установлено существенное влияние на аэродинамические характеристики и структуры обтекания исследуемых моделей летательных аппаратов типа стабилизирующего устройства, наличия в нем перфорации и вида головной части.

Ключевые слова: *дозвуковой поток воздуха, стабилизирующая коническая юбка, дисковый стабилизатор, торцевое затупление, полусферическое затупление, перфорация, аэродинамическая труба, численное моделирование*

Введение

Для обеспечения статической устойчивости летательных аппаратов (ЛА) на траектории часто используют специальные устройства – стабилизаторы. Они могут иметь плоскую, коническую форму или представлять собой части цилиндрической поверхности. Обтекание ЛА со стабилизаторами любой конфигурации, как правило, сопровождается отрывом потока [1]. Области отрывного течения могут возникать как перед, так и за стабилизирующими устройствами. Помимо наличия и типа стабилизирующих устройств структуру обтекания ЛА во многом определяют форма его носовой части и удлинение [2, 3].

При возникновении обширных областей отрыва возможна раскачка ЛА, вызванная попеременным срывом вихрей и их воздействием на управляющие поверхности [4]. Для уменьшения неблагоприятного эффекта раскачки летательного аппарата необходимо раздробить большие срывающиеся вихревые структуры. Одним из возможных способов управления обтеканием ЛА в таком случае является перфорация

поверхности стабилизаторов. Однако через отверстия перфорации осуществляется перетекание воздуха, что приводит к перераспределению давления и изменению аэродинамических характеристик (АДХ) стабилизаторов и аппарата в целом. Требуется проведение комплексного анализа эффективности применения перфорации стабилизирующих устройств различной формы для управления обтеканием летательных аппаратов.

Постановка задачи

Проведены экспериментальные и численные исследования АДХ и структур обтекания моделей ЛА со сплошными и перфорированными стабилизаторами различной формы.В качестве экспериментальной установки для проведения испытаний выбрана аэродинамическая труба малых дозвуковых скоростей замкнутого типа с открытой рабочей частью. Расчетные исследования проведены в программном комплексе FlowVision, основанном на методе конечных объемов.

Экспериментальные модели представляли собой тела вращения диаметром $D_м$ с различными комбинациями головной и кормовой частей. Модели с полусферическим и торцевым затуплением имели сплошные и перфорированные стабилизирующие устройства в виде конической юбки с углом полураствора β = 45º и плоского диска. Под перфорацией понимался массив сквозных отверстий цилиндрической формы диаметром d.

Исследования проведены при скорости набегающего потока V = 25 м/с, угол атаки изменялся в пределах $\alpha = 0..30^\circ$ с шагом $\Delta\alpha = 5^\circ$.

При проведении численного моделирования вблизи поверхности рассматриваемых моделей для разрешения особенностей пристеночного течения и течения внутри отверстий была выполнена объемная адаптация сетки. Итоговое количество ячеек расчетной сетки составило порядка 3 миллионов.

Результаты исследований

Проанализированы зависимости коэффициентов продольной и нормальной сил c_x и c_y от угла атаки α и структуры обтекания ЛА с различными типами стабилизаторов.

При обтекании моделей с торцевым затуплением и всеми типами стабилизаторов на малых углах атаки происходит отрыв потока в носовой части, распространяющийся на всю боковую поверхность корпуса ЛА и часть стабилизирующего устройства. Сферический носок обеспечивает безотрывное обтекание носовой части корпуса. В донной области ЛА перед стабилизирующей юбкой возникает отрывная область небольшого размера, а перед дисковым стабилизатором наблюдается существование развитого отрывного течения. Для всех рассмотренных типов головной и кормовой частей на малых углах атаки за донным срезом ЛА наблюдается образование вихрей. Увеличение угла атаки приводит к трансформации структур течения для всех исследованных вариантов тел.

Характер зависимостей c_x и c_y моделей ЛА с перфорированными стабилизирующими устройствами аналогичен характеру соответствующих зависимостей моделей со сплошными стабилизаторами при условии совпадения типа затупления головной части. Коэффициенты продольной и нормальной сил всех рассмотренных вариантов моделей ЛА с торцевой головной частью практически во всем диапазоне углов атаки больше коэффициентов моделей со сферическим затуплением. Низкая степень перфо-

рации (малые значения $\bar{d} = \frac{d}{Dm} < 0{,}15$) стабилизирующих устройств практически не влияет на значения аэродинамических коэффициентов и структуры течения летательных аппаратов с аэродинамической юбкой. Перфорация дисковых стабилизаторов приводит к падению c_x ЛА во всем рассмотренном диапазоне углов атаки и уменьшению c_y при $\alpha > 15^\circ$.

Заключение

В результате экспериментального и численного моделирования процесса обтекания летательных аппаратов со сплошными и перфорированными стабилизирующими устройствами получены аэродинамические характеристики и структуры обтекания моделей с полусферическим и торцевым затуплением головной части при различных углах атаки. Поскольку низкая степень перфорации всех рассмотренных вариантов стабилизирующих устройств мало влияет на значения их аэродинамических коэффициентов и структуры течения, для управления обтеканием ЛА со стабилизаторами необходимо наличие более крупной перфорации $\bar{d} > 0{,}15$, которая обеспечит интенсивное протекание потока сквозь отверстия и ликвидирует отрывные зоны перед и за стабилизатором.

Литература

[1] Калугин В. Т., Калугина М.Д., Луценко А.Ю., Назарова Д.К., Слободянюк Д.М. Особенности в аэродинамических характеристиках и структурах обтекания летательного аппарата с перфорированными стабилизирующими устройствами. Актуальные проблемы прикладной математики, информатики и механики. Междунар. науч. конф.: сб. тр. Воронеж, Научно-исследовательские публикации, 2022, с. 1424–1431.

[2] Петров К.П. Аэродинамика тел простейших форм. Москва, Физматлит, 1998, 428 с.

[3] Калугин В.Т., Соболев В.Ю. Влияние формы головной части на аэродинамические характеристики стабилизирующих устройств при отрывном обтекании летательных аппаратов. Научный вестник МГТУ ГА, 2006, № 97, с. 54–57.

[4] Епихин А.С., Калугин В.Т., Чернуха П.А. Аэродинамические характеристики стабилизирующих поверхностей при дозвуковом вихревом обтекании. Научный вестник МГТУ ГА, 2013, № 188, с. 19–23.

УДК 629.783

Оптимизация траекторий выведения полезных грузов на высокоэллиптические орбиты различных типов

Кирилюк Елена Владимировна elena_vic_l@mail.ru
НИЦ (г. Королёв) ЦНИИ ВКС Минобороны России; МГТУ им. Н.Э. Баумана

Степанов Михаил Николаевич step_m_n@mail.ru
4 ЦНИИ Минобороны России

Получены и проанализированы результаты оптимизации одновитковых и многовитковых траекторий выведения орбитального блока с двигателем большой ограниченной тяги с опорной на 12-часовые и 24-часовые высокоэллиптические орбиты для случаев фиксированной и оптимальной разности долгот восходящих узлов опорной и целевой орбит. Критерием оптимизации является масса доставляемого полезного груза, решение задачи получено с применением принципа максимума. Приведены оценки выигрыша в массе полезного груза при увеличении количества активных участков и оптимизации разности долгот восходящих узлов орбит.

Ключевые слова: *высокоэллиптическая орбита, принцип максимума Понтрягина, оптимизация траектории, разгонный блок, многовитковая траектория*

Одной из актуальных задач развития спутниковой связи на территории Российской Федерации является создание спутниковой группировки на высокоэллиптических орбитах (ВЭО), обеспечивающей обслуживание пользователей в высокоширотных районах страны [1]. Опыт успешного развертывания спутниковых группировок на ВЭО берет свое начало в 60-х годах — с запуска КА семейства «Молния» на эллиптические орбиты с периодом порядка 12 часов и эксцентриситетом порядка 0,725, с наклонением плоскости орбиты, обеспечивающим сохранение устойчивого значения аргумента широты перигея (критическое наклонение) [2, 3]. Альтернативой ВЭО типа «Молния» является ВЭО типа «Тундра» («Tundra») [4, 5] с периодом порядка 24 часов и идентичным наклонением, которая использовалась, например, в американской системе спутникового звукового вещания «Sirius» [6].

Выведение КА на высокоэллиптические орбиты сопряжено со значительными затратами энергетики средств выведения, особенно в случае, если наклонения орбиты выведения ракеты-носителя и целевой ВЭО не совпадают. Таким образом, актуальным является вопрос оптимизации траекторий выведения КА на ВЭО типа «Молния» и «Тундра» по критерию максимума массы полезного груза, представляющий собой одну из подзадач баллистического обоснования формирования облика перспективной спутниковой группировки на базе ВЭО. Оптимизация траекторий также актуальна в связи с необходимостью восполнения существующих группировок, базирующихся на ВЭО, в условиях увеличения массы элементной базы КА.

В настоящей работе рассматривается участок выведения орбитального блока — перелет с орбиты выведения (опорной орбиты) на целевую посредством разгонного блока (РБ) большой ограниченной тяги. При этом анализируются два способа увеличения массы доставляемого на целевую ВЭО полезного груза: разбиение активных участков траектории стандартной («двухимпульсной») схемы выведения на несколь-

ко, с целью сокращения гравитационных потерь, и оптимизация разности долгот восходящих узлов опорной и целевой орбит. Оптимизация соответствующих траекторий выведения производится с применением принципа максимума Л.С. Понтрягина, сводящего решение задачи оптимального управления РБ к двухточечной краевой задаче.

Для получения многовитковых траекторий на базе решения краевой задачи принципа максимума для одновиткового перелета применен ранее разработанный авторами алгоритм, сочетающий продолжение по параметру и интегрирование траектории с отрицательным шагом. При оптимизации разности долгот восходящих узлов опорной и целевой орбит долгота восходящего узла первой фиксировалась, а второй — являлась свободным параметром задачи. В работе приведено соответствующее условие трансверсальности по долготе восходящего узла целевой ВЭО.

Представлены результаты численной оптимизации траекторий некомпланарного выведения орбитального блока на 24-часовую ВЭО для двух значений ее эксцентриситета (0,27 и 0,37) и 12-часовую ВЭО. Траектории содержат от двух до пяти активных участков. Расчеты проведены для двух орбитальных блоков с отличными массово-энергетическими характеристиками. При этом для каждого расчетного случая решены задачи с закрепленной и незакрепленной долготой восходящего узла целевой ВЭО. Произведены оценки выигрыша в массе полезного груза за счет увеличения количества активных участков и оптимизации разности долгот восходящих узлов опорной и целевой орбит. Для сравнения в работе также приведены расчеты для перелета на ВЭО типа «Молния», близкого к компланарному (разница наклонений опорной и целевой орбит менее 1,0 град).

На рассматриваемых примерах показано, что для орбитальных блоков со сравнительно большими тяговооруженностями значимый выигрыш по массе полезного груза приносит добавление одного-двух дополнительных активных участков в схему выведения, дальнейшее дробление активных участков, как правило, не является рациональным. Показана возможность существенного увеличения выводимой на ВЭО массы полезного груза за счет оптимизации разницы долгот восходящего узла начальной и целевой орбит при некомпланарном перелете. На рассматриваемых примерах демонстрируется, что чем большее количество активных участков содержит схема выведения, тем больше оптимальная разность между долготами восходящих узлов и больше прирост массы полезного груза на целевой орбите относительно соответствующего решения, полученного при фиксированной долготе восходящего узла.

Литература

[1] Стратегия развития Арктической зоны Российской Федерации и обеспечения национальной безопасности на период до 2035 года. Указ Президента Российской Федерации от 26 октября 2020 г. № 645.

[2] Камнев Е.Ф., Петрович Н.Т. Вопросы космической радиосвязи. Москва, Советское радио, 1965, 312 с.

[3] Чернавский Г.М., Бартенев В.А. Орбиты спутников связи. Москва, Связь, 1978, 224 с.

[4] Акимов А., Шевчук Д., Чазов В. Модификация орбиты «Тундра» для обслуживания территории России и анализ ее устойчивости. Технологии и средства связи, 2014, № 3, с. 50–56.

[5] Лошкин Б., Орлов Ю. Возможности предоставления новых услуг спутниковой связи на территории РФ, включая Арктическую зону. Технологии и средства связи, 2017, № 6, с. 66–70.

[6] Capderou M. Handbook of Satellite Orbits: From Kepler to GPS. Springer, 2014, 1508 p.

УДК 623.466.55

Особенности реализации интеллектуального блока адаптивной системы управления летательным аппаратом на основе цифровой обработки сигналов с датчиков измерительной системы

Колесникова Дарья Сергеевна dskolesnikova@gmail.com
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Клишин Алексей Николаевич alkl@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Илюхин Степан Николаевич iljuchin.stepan@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Предложена концепция реализации интеллектуального блока системы наведения, предназначенного для идентификации возмущающих характеристик, основанная на цифровом анализе сигналов с датчиков измерительной системы. Разработан лабораторный стенд, позволяющий экспериментально оценить эффективность разработанной методики. Проведен сравнительный анализ методов обработки сигналов и выявлен способ, позволяющий корректно оценивать присутствие возмущающего фактора.

Ключевые слова: *адаптивная система управления, цифровой анализ сигналов, вейвлет-анализ, летательный аппарат*

Введение

Современные системы управления движением летательных аппаратов (ЛА) базируются в основном на адаптивных оптимальных системах управления с применением совершенствующихся алгоритмов и законов управления, позволяющих в условиях реального автономного полета рационально оценивать обстановку и своевременно реагировать на возникающие в процессе полета ситуации.

В ходе проведения научно-исследовательских работ по данной тематике была выдвинута концепция управления, основанная на использовании системы наведения, построенной на базе адаптивной (к условиям внешней среды) оптимальной системы управления с терминальным наведением на основе многошаговых алгоритмов коррекции.

В настоящем исследовании раскрывается один из способов реализации интеллектуального блока указанной системы, основанный на цифровом анализе сигналов с датчиков измерительной системы, а также приводится описание лабораторной установки для проверки корректности используемой методики.

Место интеллектуального блока в системе управления

Синтезируемая система наведения отличается от классической системы автономного наведения присутствием так называемого интеллектуального блока. Идентификация параметров осуществляется посредством анализа величин отклонений текущих параметров состояния ЛА $\widehat{\mathbf{X}}$ от программных $\mathbf{X}_{np}$ (параметров текущей опорной траектории), заложенных в память БЦВМ. Эти отклонения $\Delta\mathbf{X} = \mathbf{X}_{np} - \widehat{\mathbf{X}}$, а также иные априорно заданные параметры, включенные в вектор идентифицируемых параметров $\mathbf{h}_i$, поступают в блок идентификации параметров объекта управления и интеллектуальный блок, который подразумевает идентификацию параметров внешней среды.

На выходе интеллектуального блока имеем тензор возмущений $\mathbf{\Omega} = [\boldsymbol{\omega}_1, \boldsymbol{\omega}_2 \dots \boldsymbol{\omega}_n]$ и тензор прогноза возмущений $\dot{\Omega} = \left[\dot{\omega}_1, \dot{\omega}_2 \dots \dot{\omega}_n\right]$,, где n — число признаковых элементов (возмущающих факторов), а компоненты $\boldsymbol{\omega}_i = [\omega_{i1}, \omega_{i2}, \dots, \omega_{in}]^T$, $\dot{\omega}_i = \left[\dot{\omega}_{i1}, \dot{\omega}_{i2}, \dots, \dot{\omega}_{in}\right]^T$ представляют собой векторы параметров признаковых компонентов, где m — число признаковых параметров, различное для разных признаковых элементов.

Далее в БЦВМ осуществляется процедура оценки вектора состояния ЛА, которая подразумевает решение полных дифференциальных уравнений движения ЛА с учетом оценок идентифицируемых параметров ЛА и параметров окружающей среды. Процедура оценивания включает в себя алгоритмы теории принятия решений, в которых на основе идентификации возмущающих воздействий, осуществляется оценка реального состояния объекта управления.

На основе такой траектории определяются поправки к коэффициентам управления, обеспечивающие попадание в цель. Таким образом, отличие интеллектуальной системы наведения заключается в модификации процедуры коррекции. Функциональная схема системы на i-й момент коррекции приведена на рис. 1.

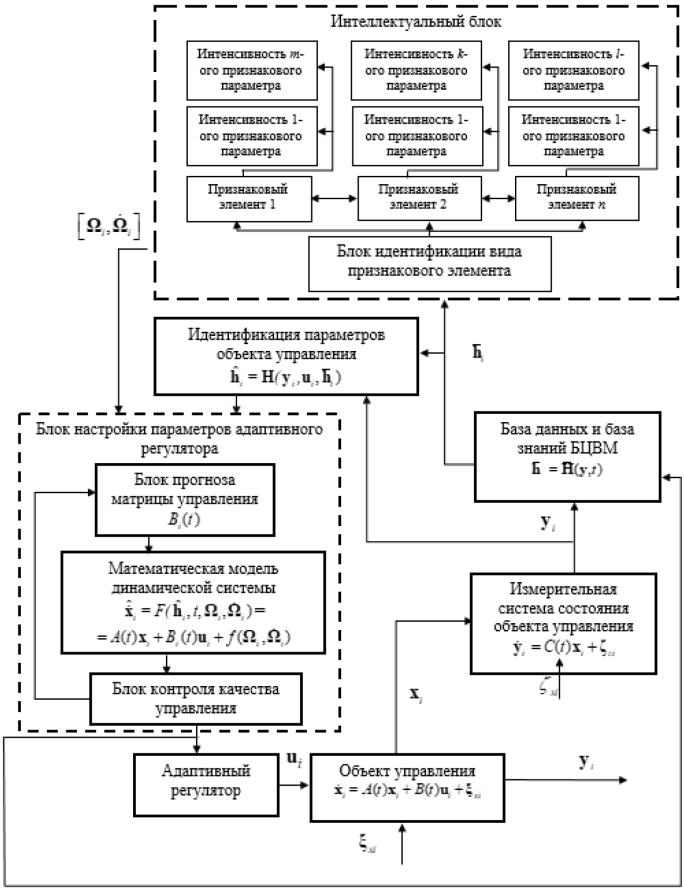
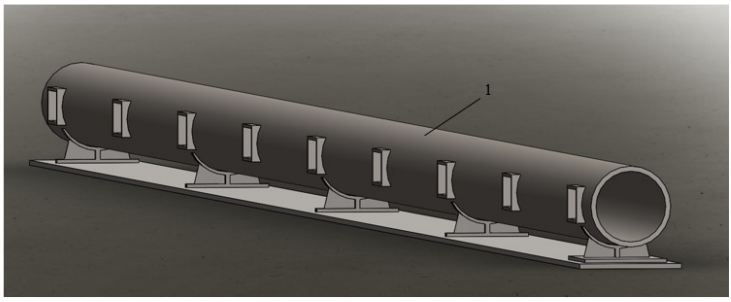


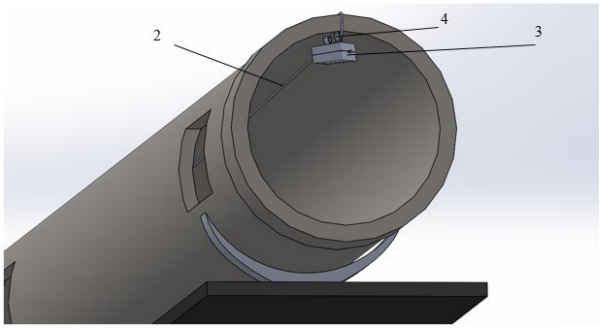
Рис. 1. Функциональная схема работы интеллектуальной системы управления

Описание лабораторной установки для отработки алгоритмов идентификации возмущений

Для проверки корректности осуществления процедуры идентификации возмущающих характеристик разработан лабораторный стенд, вид которого изображен на рис. 2. Данный стенд представляет собой баллистическую трассу закрытого типа, в рабочей зоне которой протянут металлический трос.



(а)



(б)

Рис. 2. Схема экспериментальной установки (*а*) — общий вид; (*б*) — укрупненно:
1 — баллистическая трасса закрытого типа; *2* — трос металлический; *3* — корпус с датчиками; *4* — шкив

На металлический трос при помощи шкивов крепится корпус, внутри которого располагается датчиковая аппаратура. В состав аппаратуры входят:

- модуль WeMos D1-mini с wifi-модулем ESP8266;
- мPU6050 модуль 3-осевого гироскопа и 3-осевого акселерометра с DMP процессором;
- часы реального времени DS3231;
- аккумулятор.

Движение корпуса по тросу осуществляется при помощи разработанного устройства автоматического перемещения. В процессе движения блока с аппаратурой в режиме реального времени осуществляется опрос датчиков с тактовой частотой процессора (< 80 МГц). Передача данных в процессе движения осуществляется по wifi по соединению (протокол передачи данных HTTP). Сам лабораторный комплекс разработан в рамках концепции интернета вещей (IoT). Он включает в себя аппаратные и программные средства, облачные сервисы и базу знаний. Данное облачное хранилище

данных позволяет пользователям собирать, анализировать и строить виде графиков данные от датчиков, обработчиков событий и т. д.

Для синтеза возмущений использовался вентилятор, создающий направленный поток воздуха в том или ином сечении трассы. При проведении эксперимента вентилятор установлен в третьем по счету окне, считая от начального сечения трассы.

Результаты эксперимента

Целью предварительного анализа экспериментальных данных является проверка корректности полученных данных.

В состав датчика MPU6050 входит трехосный МЭМС гироскоп (имеет три 16-разрядных АЦП для оцифровки данных на выходе), трехосный МЭМС акселерометр (имеет три 16-разрядных АЦП для оцифровки данных на выходе) и датчик температуры с цифровым выходом.

По каждой оси и параметру датчик MPU6050 выдает 16-битное знаковое значение в диапазоне –32768…+32767. Чувствительность датчика соответствует 2-му уровню, т. е. ускорение в диапазоне (—2…+2)g (9,82 м/с^2), угловая скорость в диапазоне —250…+250 град./с.

Таким образом, для перевода «сырых» данных в величины СИ необходимо провести следующие преобразования:

$$a_X^{CA} = \frac{a_X}{32768} \cdot 2; a_Y^{CA} = \frac{a_Y}{32768} \cdot 2; a_Z^{CA} = \frac{a_Z}{32768} \cdot 2;$$

$$\omega_X^{CU} = \frac{\omega_X}{32768} \cdot 250; \omega_Y^{CH} = \frac{\omega_Y}{32768} \cdot 250; \omega_Z^{CU} = \frac{\omega_Z}{32768} \cdot 250.$$

В ходе проведения эксперимента была получена выборка из 60 серий измерений, 30 из которых получены при отсутствии ветрового возмущения. При этом перед началом эксперимента датчик MPU6050 тарируется для исключения дрейфа нуля. Помимо этого, осуществляется процедура оценки погрешности измерительной системы в неподвижном состоянии в начальном сечении трассы, а также в сечении вентилятора.

В программном комплексе MATLAB R2019a с использованием утилиты Signal Analyzer был проведен анализ сигналов эксперимента после процедуры предобработки.

С помощью указанного программного комплекса было проведено моделирование спектра, спектрограммы и скалограммы [1, 2] исследуемых сигналов при наличии и отсутствии возмущений. Для каждой серии экспериментов построено и сохранено по 30 цветных изображений спектрограмм и скалограм, на которых по горизонтали отложена временная шкала, а по вертикали — частотный диапазон.

Сперва воспользуемся спектральным анализом и спектральным оконным анализом исследуемых сигналов. На рис. 3 приведены временные ряды сигналов, их частотные отклики и спектрограммы. На спектрограмме по оси абсцисс отображается время, по оси ординат — частота сигнала, цвет характеризует спектральную мощность сигнала.Из анализа рис. 3 видно, что путем спектрального анализа сигналов не удается невооруженным глазом идентифицировать наличие возмущающего фактора на строго определенной частоте. Спектр сигналов чрезвычайно расплывчатый и не дает полноценного права судить о характере действия возмущения [1, 2]. Спектрограммы, изображенные на рис. 3, дают более наглядное представление о характере

сигнала. Спектрограммы получены при помощи оконного преобразования Фурье определенной ширины [2]. Ширина окна подбирается итерационно, в качестве функции окна используется функция Хэмминга [2]. В данном случае представляется возможным по величине спектральной мощности оценить наличие возмущающего фактора, однако в виду наличия таких ограничений, как размытие спектра, идентификация частоты возмущения вызывает большие трудности [3].

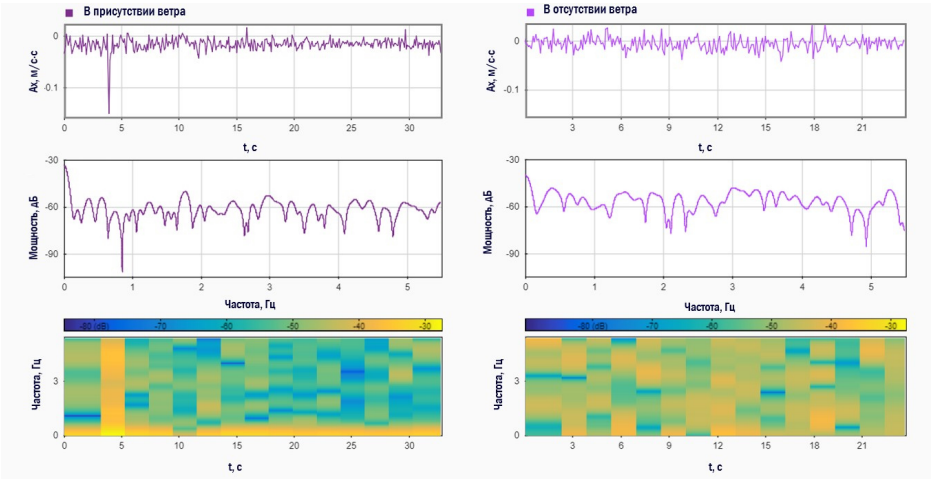


Рис. 3. Зависимость изменения сигналов во времени (вверху рисунка), в частотной области (в середнини рисунка) и спектрограммы сигналов (внизу рисунка) в случае наличия ветрового возмущения и отсутствия ветрового возмущения

На рис. 4 представлены результаты, полученные путем анализа скалограмм сигналов.

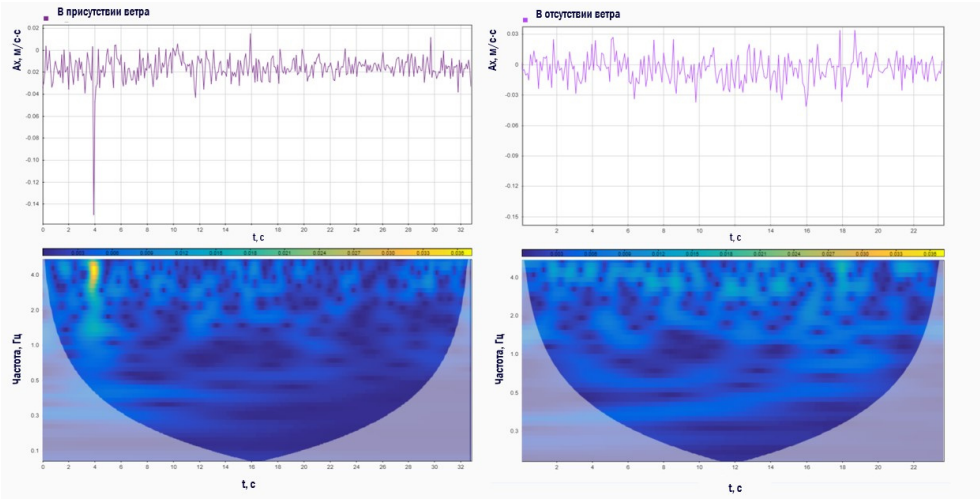


Рис. 4. Зависимость изменения сигналов во времени (вверху рисунка) и скалограммы сигналов (внизу рисунка) в случае наличия и отсутствия ветрового возмущения

При расчете использовался вейвлет Морзе [1, 4], который демонстрирует качественный результат. По виду рис. 4 можно наглядно оценить не только присутствие, но и интенсивность и частотный диапазон действия возмущающего фактора. На скалограммах отражается конус влияния, показывающий границу области, в которой коэффициенты вейвлет-преобразования искажаются разрывной природой границы сигнала.

Заключение

В результате проведения исследования предложена концепция реализации интеллектуального блока системы наведения, предназначенного для идентификации возмущающих характеристик, основанная на цифровом анализе сигналов с датчиков измерительной системы. Экспериментальная отработка эффективности разработанной методики осуществлена на разработанном лабораторном стенде. Проведен сравнительный анализ методов обработки сигналов и выявлен способ, позволяющий корректно оценивать присутствие возмущающего фактора. В дальнейшем предполагается использовать выбранный метод анализа для синтеза сверточных нейронных сетей, позволяющей однозначно по спектрограмме сигнала в момент появления возмущающего фактора классифицировать его вид и оценить интенсивность. Предполагаемые алгоритмы классификации будут рассмотрены в следующих работах.

Литература

[1] Витязев В.В. Вейвлет-анализ временных рядов. Санкт-Петербург, Изд-во С.-Петерб. ун-та, 2001, 58 с.

[2] Христофоров А.В. Методы анализа спектра сигнала. Казань, Казанский государственный университет, 2004, 21 с.

[3] Кит М.Р., Придня И.Ю. Реализация фильтра для построения движения объекта на основе данных акселерометра. Ученые заметки ТОГУ, 2016, т. 7, № 4, с. 334–340. URL: https://ejournal.pnu.edu.ru/media/ejournal/articles-2016/TGU_7_224_1.pdf (дата обращения 12.11.2022).

[4] Зайцев А.В., Канушкин С.В., Волков А.В., Тов Вэй Тун. Алгоритм оптимального управления летательного аппарата с учетом влияния внешних возмущений. Транспортное дело России, 2015, № 5, с. 158–161.

УДК 004.032.26

Методы определения параметров относительного движения кооперируемых космических аппаратов на основе искусственных нейронных сетей

Кузин Сергей Анатольевич seregaak3@gmail.com
ПАО «РКК «Энергия»

Процесс сближения и стыковки космических аппаратов представляет собой сложный технологический процесс. Частью этого процесса является задача определения параметров относительного движения кооперируемых космических аппаратов (далее целевых параметров). В данной статье предложены методы решения поставленной задачи с помощью технологий искусственных нейронных сетей, а также рассмотрены детали процесса подготовки обучающих данных и создания рабочей архитектуры нейронной сети.

Ключевые слова: *нейронная сеть, космический аппарат, навигация космических аппаратов, алгоритм YOLO*

Введение

Предлагаемый метод решения задачи определения целевых параметров будет рассмотрен на примере процесса сближения и стыковки транспортного корабля и международной космической станции (МКС). В данном случае транспортный корабль выступает в роли так называемого активного объекта (актива), который выполняет все запланированные маневры на орбите. МКС является пассивным объектов (пассивом). На сегодняшний день реализовано несколько подходов, инструментов, позволяющих выполнять процедуру определения целевых параметров:

- радиотехнические средства (система «КУРС» и все модернизации этой системы [1], система «Игла», являющаяся предшественницей системы «Курс» лазерно-оптические средства (приборы, используемые на американских и европейских кораблях);
- лазерно-оптические средства;
- система автономной спутниковой навигации (АСН);
- методы, основанные на анализе телевизионного изображения с камеры космического аппарата (КА).

Множественность возможных вариантов решения поставленной задачи и продолжающиеся работы по модернизации существующих средств позволяют сделать вывод о том, что данная работа является актуальной. Среди представленных выше методов особое внимание стоит уделить попытке определения целевых параметров на основе изображения с бортовой телевизионной камеры. У данного подхода есть, как минимум, одно очень важное преимущество по отношению к остальным: нет необходимости наличия ответного устройства на пассивном объекте. Российскими учеными уже были предприняты попытки создания подобных систем [2, 3], однако добиться высоких показателей точности работы не удалось. С ростом и развитием современных технологий подобная задача может быть решена с помощью искусственных нейрон-

ных сетей. Существующие отечественные и мировые разработки позволяют выдвинуть гипотезу о разрешимости данной проблемы.

Этапы работы

1. *Формирование обучающего набора данных.*

Важной частью процесса работы с нейронными сетями является формирование обучающего набора данных. Применительно к рассматриваемой задаче — набор данных должен представлять собой базу «размеченных» изображений. Предложенный подход предполагает создание математической трехмерной модели процесса сближения и стыковки транспортного корабля и международной космической станции. В своей работе «Разработка трехмерных моделей для учебно-тренировочных средств космического комплекса» [4] разработчики предлагают метод, позволяющий преобразовывать модели формата CAD в полигональные модели без потери качества. Благодаря подобному подходу появляется возможность создавать полигональные модели на базе моделей конструкторской документации, другими словами — модели, максимально близкие к реальным объектам. Существенным аспектов моделирования и создания математической трехмерной модели является преобразование наблюдаемой визуальной информации с учетом характеристик бортовых телекамер (угол зрения, разрешение, градации яркости), возможными оптическими и электронными помехами, условиями светотеневой обстановки наблюдаемого объекта. Подобная детализации требуется для максимального соответствия создаваемой модели и реальных условий полета.

2. *Выбор архитектуры нейронной сети*

На следующем этапе работы было проведено комплексное исследование как самописных, так и готовых архитектур нейронных сетей для решения поставленной задачи. Наилучший результат был получен с помощью архитектуры семейства YOLO [5]. Благодаря разработке кастомной функции ошибки для архитектуры YOLOv4 удалось значительно повысить качество работы модели.

3. *Тестирование нейронной сети*

Тестирование разработанной модели проводилось на реальных записях процесса сближения и стыковки корабля и МКС, т. е. на максимально детализированных условиях работы.

4. *Разработка приложения*

Разработанная архитектура нейронной сети была интегрирована в приложение, которое планируется внедрить в работу комплексного моделирующего стенда транспортных кораблей.

Выводы

Тестирование разработанной модели позволяет сделать следующие выводы:

1. Относительная ошибка определения целевых параметров составила: 5 % для дальности между объектами, 15% для относительных углов.
2. Проведенные исследования позволяют заключить, что на точность модели напрямую влияет детализация трехмерной математической модели. Таким образом, для улучшения качества работы модели необходимо улучшить существующую трехмерную математическую модель.

Полученный в ходе работы результаты подтверждают перспективность предложенных методов определения параметров относительного движения кооперируемых космических аппаратов на основе искусственных нейронных сетей.

Литература

[1] Система «Курс-А» — 15 лет безопасности стыковок с МКС. NIITP.RU: научно-исследовательский институт точных приборов. 2016. URL: http://www.niitp.ru/arhiv-news/304-sistema-lkurs-ar-15-let-bezopasnyx-stykovok-s-mks (дата обращения 03.10.2019).

[2] Богуславский А.А., Сазонов В.В., Соколов С.М., Смирнов А.И., Сайгираев Х.У. Автоматический мониторинг стыковки космического корабля с орбитальной станцией по видеоинформации. Москва, Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша, 2004.

[3] Сагдулаев Ю.С., Ковин С.Д., Сагдулаев Т.Ю., Смирнов А.И. Информационно-измерительные системы телевидения. Москва, Спутник+, 2013.

[4] Толок А.В., Бронников С.В., Павлов Д.В., Кузин С.А., Разумовский А.И., Ромакин В.А., Локтев М.А., Плаксин А.М. Разработка трехмерных моделей для учебно-тренировочных средств космического комплекса. Космическая техника и технологии, 2019, № 3 (26), с. 57–65.

[5] Redmon J., Divvala S., Girshick R., Farhadi A. You Only Look Once: Unified, Real-Time Object Detection. Available at: https://arxiv.org/abs/1506.02640 (accessed November 22, 2022).

УДК 629.78

Угловое движение спускаемого аппарата при управлении методом поворота полезной нагрузки

Кухаренко Андрей Сергеевич kuharenko-as@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Корянов Всеволод Владимирович vkoryanov@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Надувные тормозные устройства являются гибкими элементами конструкции спускаемого аппарата. Гибкость приводит к деформации этих устройств набегающим потоком, что в свою очередь вызывает аэродинамические и массовые асимметрии. С целью компенсации влияния асимметрий на движение спускаемого аппарата, предложено осуществить управление его движением. Метод управления, рассмотренный в работе, заключается в изменении углового положения полезной нагрузки, которой в данном случае является космический аппарат. В работе исследовано влияние данного способа управления на угловое движение спускаемого аппарата. С этой целью составлена математическая модель его углового движения, учитывающая изменение положения полезной нагрузки. Использование математической модели совместно с численными методами позволило получить годограф вектора угловой скорости. Результаты моделирования привели к выводу о возможности применения данного способа управления при наличии системы стабилизации по углу крена.

Ключевые слова: *спускаемый аппарат, надувное тормозное устройство, полезная нагрузка, математическая модель, тензор инерции, управление движением, угловая скорость, численные методы*

Применение надувных тормозных устройств для спускаемых аппаратов является актуальным и эффективным решением [1]. Конструкция надувного тормозного устройства (НТУ) подвергается деформации под воздействием набегающего потока в процессе торможения. Деформация приводит к массовым и аэродинамическим асимметриям, которые в свою очередь вызывают возмущение траектории движения спускаемого аппарата. Изучению летательных аппаратов с возникающими массовыми и аэродинамическими асимметриями посвящены работы [2, 3]. В данной работе рассматривается способ компенсации возмущений за счет управления движением спускаемого аппарата.

Управление движением спускаемого аппарата проводится методом изменения углового положения полезной нагрузки, который рассмотрен в работе [4]. Данный способ управления приводит к изменению его инерционных свойств. В выражении (1) представлены инерционные свойства до осуществления поворота полезной нагрузки, а в выражении (2) после осуществления поворота полезной нагрузки в плоскости *xy* системы координат связанной со спускаемым аппаратом. Анализ инерционных свойств, возникающих при реализации данного способа управления, позволяет прийти к выводу, о возникновении центробежных моментов инерции, а так же изменении главных моментов инерции. Характерно то, что главные моменты инерции становятся отличными друг от друга.

$$J = \begin{pmatrix} J_{xx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz} \end{pmatrix}; J_{xx} \neq J_{yy} = J_{z_z}(1)$$

$$J = \begin{pmatrix} J_{xx} & J_{xy} & 0 \\ J_{xy} & J_{yy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{zz} \end{pmatrix}; J_{xx} \neq J_{yy} \neq J_{z_z}(2)$$

Рассматриваемая особенность поведения инерционных свойств приводит к возникновению зависимостей между проекциями угловой скорости на подвижную систему координат. Зависимость заключается в том, что производная угловой скорости относительно одной оси, является функцией от угловых скоростей относительно 2-х других осей.

Таким образом, цель данной работы — продемонстрировать влияние взаимосвязей, возникающих при осуществлении управления движением спускаемого аппарата методом поворота полезной нагрузки, на его угловое движение.

Для достижения поставленной цели, в работе представлена математическая модель углового движения спускаемого аппарата, которая учитывает вращение полезной нагрузки. Проведено применение математической модели использующей аэродинамические характеристики соответствующие модификации транспортной капсулы «Радуга» оснащенной НТУ, совместно с численными методами и разработанным программным обеспечением. В результате моделирования, получен годограф вектора угловой скорости в связанной со спускаемым аппаратом системе координат.

Полученные результаты позволили сделать вывод о возможности управления спускаемым аппаратом рассмотренным способом. Для реализации управления необходимо оснастить спускаемый аппарат системой стабилизации по углу крена. Стабилизация по углу крена позволит устранить вращение вокруг продольной оси и сделает возможным управление движением рассмотренным методом.

Литература

[1] Финченко В.С., Пичхадзе К.М., Ефанов В.В. Надувные элементы в конструкциях космических аппаратов — прорывная технология в ракетно-космической техники. Химки, НПО имени С.А. Лавочкина, 2019, 488 с.

[2] Казаковцев В.П., Корянов В.В. Метод исследования динамики углового движения космического спускаемого аппарата с надувным тормозным устройством. Вестник МГТУ им. Н.Э. Баумана. Сер. Машиностроение, 2012, № 3, с. 39–46.

[3] Куркина Е.В., Любимов В.В. Оценка вероятности захвата в резонанс и параметрический анализ при спуске асимметричного космического аппарата в атмосфере. Сибирский журнал индустриальной математики, 2018, т. 21, № 3 (75), с. 74–83. DOI: https://doi.org/ 10.17377/ sibjim.2018.21.307

[4] Корянов В.В., Кухаренко А.С. Оценка параметров движения спускаемого аппарат с надувным тормозным устройством путем отклонения элементов конструкции. Инженерный журнал: наука и инновации, 2022, № 4 (124). DOI: http://dx.doi.org/10.18698/2308-6033-2022-4-2174

УДК 62-91

Методика выявления тенденций при оперативной оценке состояния пилотируемого космического корабля

Лебедева Наталья Валерьевна trigonella@mail.ru
ПАО РКК «Энергия»; МГТУ им. Н.Э. Баумана

Соловьев Сергей Владимирович svsolovyev@bmstu.ru
ПАО РКК «Энергия»; МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассмотрен процесс оперативной оценки состояния и функционирования бортовых систем пилотируемого космического корабля, который выполняется как непосредственно в периоды получения ею необходимой информации с борта так и между этими периодами с использованием информации, полученной ранее в сеансах связи с пилотируемым космическим кораблем. Представлена предлагаемая модернизация процесса мониторинга полученной информации от пилотируемого космического корабля. Выделены периоды, которые позволят эффективнее выявлять тенденции к неблагоприятным состояниям в бортовых системах пилотируемого космического корабля.

Ключевые слова: *пилотируемые космические аппараты, анализ временных рядов, оперативное управление космическим аппаратом, телеметрическая информация*

Контроль состояния бортовых систем пилотируемого космического корабля (БС ПКК) является важной частью управления полетом. При выполнении контроля на различных участках полета в разных бортовых системах важно вовремя выявить нештатную ситуацию, ей, в свою очередь, часто предшествует тенденция (ранее не встречавшаяся) в изменении значений параметров. Оценка состояния с использованием допусков не позволяет определить тенденцию в бортовой системе при ее функционировании, а только констатировать факт появления нештатной ситуации [1]. Проблему поиска предпосылок к развитию неблагоприятных тенденций при оперативной оценке состояния БС ПКК пытались решить, повышая эргономические показатели, но это направление в настоящее время не принесло желаемого результата. Сравнение абсолютных значений может быть не показательно особенно для космического корабля выполняющего динамические операции с существенным (качественным для бортовой системы) изменением состояния.

Предлагается использовать временные ряды для выявления тенденций в изменении значений параметров [2, 3]. Для начала необходимо выделить три качественно различных периода для оценки состояния:

- период динамических операций;
- период готовности;
- переходный период.

Первый период — это момент выполнения динамической операции. Особенности контроля состояния бортовой системы, используемой при динамической операции, во многом зависит от запланированных «элементов». Так, например, функция изменения давления в баке наддува в период выполнения импульса (динамической операции), будет зависеть от выбора двигателя, характеристик импульса и др. Оценив статистику выполнения импульса для нескольких десятков пилотируемых космических кораблей, выделена общая черта данного процесса.

Последовательность числовых значений параметров анализируем [4] как два состояния:

$$Y_t = \begin{cases} V_t, \text{ если } t < t_a \\ x_t H + V_t, \text{ если } t \geq t_a \end{cases} \quad (1)$$

где Y_t— предполагаемые значения параметров; $H \in R^n$ — вектор направления распространения изменения значений параметров; x_t — скалярный процесс с неизвестными характеристиками, моделирующий изменения значений ТМП; $V_t \in R^n$ — случайный векторный процесс, который описывается гауссовской моделью авторегрессии:

$$V_t = \sum_{i=0}^{p} A_i V_{t-1} + U_t, \quad (2)$$

где A_i — диагональные матрицы авторегрессии; U_t — случайный процесс, распределенный по нормальному закону.

Это позволяет сформировать целевую функцию изменения состояния работы двигателей. Начало данного периода выявляется как изменения конкретного параметра. Этот параметр — дискретный, но из-за особенности получения телеметрической информации, его функция также задается, что позволяет автоматически осуществлять переход между периодами при контроле состояния за бортовой системой.

Вторым периодом предлагается выделить «готовность» — состояние, когда данная бортовая система не работает (не выполняет динамической операции), но готова к использованию. Для этого периода возможно появления двух видов тенденций быстроразвивающихся и затяжных. Сложность выявления затяжных тенденций связана с наличием иных периодов на промежутке контроля (переходного или динамической операции), при построении целевой функции эти периоды исключаются, но при этом не должны быть потеряны ключевые изменения. Предлагается варьировать интервалы для расчета целевых функций, а для автоматизации выделения интервалов использовать функции для дискретных параметров. Расчет основных показателей математического ожидания позволяет уточнить характер изменения параметров и выполнить прогноз.

Быстроразвивающиеся тенденции находятся аналогично периоду динамических операций. Построение целевой функции для временного ряда при оценке состояния в этом случае выполняется, исследуя статистику изменения параметров для БС ПКК.

Третий период — «переходный» — состояние между динамической операцией и периодом готовности. Особенностью контроля данного периода служит наличие множества шумов в анализируемом материале, а также сложность выделения целевой функции. Для данного периода необходимо комбинировать анализ временного ряда с дополнительными преобразованиями для оценки отклонения.

Разделение времени при оценке состояния бортовой системы на периоды позволяет глубже проводить анализ, выявлять тенденции и выполнять прогноз.

Литература

[1] Соловьёв В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полетами: в 2 ч. Ч. 1 Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2009, 476 с.

[2] Гребенюк Е.А. Методы анализа нестационарных временных рядов с неявными изменениями свойств. Автоматика и телемеханика, 2005, № 12, с. 3–30.

[3] Никифоров И.В. Об оптимальности первого порядка алгоритма обнаружения разладки в векторном случае. Автоматика и телемеханика, 1994, № 1, с. 87–105.

[4] Гребенюк Е.А. Методы последовательной проверки гипотез в задачах анализа случайных процессов при наличии в них структурных изменений. Автоматика и телемеханика, 2001, № 12, с. 21–32.

УДК 629.78

Расчет параметров устойчивого функционирования тросовой системы на орбите

Малашин Алексей Анатольевич malashin@mgul.ac.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Дьяков Павел Александрович dyakov_pavel@bk.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Рассмотрена актуальная проблема применимости тросовых систем для перемещения полезной нагрузки между орбитами. Для предлагаемой авторами модели тросовой системы были получены оценки на основные параметры (длины тросов, величина масс частей системы, скорость перемещения нагрузки), при которых процесс перемещения нагрузки является асимптотически устойчивым с учетом внешних возмущений, вызванных сложным совместным движением частей системы и продольно-поперечным колебаниями троса.

Ключевые слова: *космическая тросовая система, устойчивость, колебания, космический мусор*

В настоящее время, все более широко рассматриваются вопросы применения тросовых систем для различных орбитальных миссий [1, 2]. Это связано, в первую очередь, с возможностью перемещения полезной нагрузки между орбитами без существенных энергетических и топливных затрат. В качестве нагрузки, также может выступать пойманные на операционной орбите частицы космического мусора, которые необходимо переместить на менее актуальную орбиту, или орбиту захоронения.

В работе рассматривается космическая тросовая система, состоящая из массивного головного космического аппарата (орбитальная станция, спутник-ловушка частиц мусора и т. д.), малого космического аппарата (оконечная масса), кевларового троса между ними и полезной нагрузки, которая может перемещаться по тросу между двумя аппаратами.

Сложное совместное движение частей системы в поле внешних сил на орбите (считаем, что на аппараты и трос действуют сила Кориолиса, сила гравитационного взаимодействия с Землей, центробежная сила инерции) приводят к возникновению в тросе продольно-поперечных колебаний, которые, в свою очередь, могут стать причиной операционного отказа в процессе перемещения нагрузки (повышенные амплитуды поперечных колебаний троса, скачки натяжения, падение натяжения до нуля). В связи с этим, необходимы оценки на основные параметры системы, при которых процесс перемещения нагрузки в поле внешних сил будет устойчивым.

Общая постановка задачи аналогична рассматриваемой в [3]. Отличительной чертой данной модели является учет продольно поперечных колебаний троса в общей динамике системы. Трос моделируется как гибкая упругая растяжимая нить в поле внешних сил. Таким образом, в общей постановке рассматривается неклассическая задача математической физики.

Оценка на скорость перемещения нагрузки по тросу, которая является необходимым условием асимптотической устойчивости процесса перемещения получена авто-

рами в [4]. С практической точки зрения, ее можно описать достаточно простым выражением: скорость движения нагрузки по тросу должна быть меньше скорости поперечных волн в тросе.

В данной работе проведена аналитическая оценка длины троса и величину оконечной массы на основании оценки скорости движения нагрузки. Стоит отметить, что скорость поперечной волны не является константой, а зависит от локального натяжения в тросе. При получении критериев на массу и длину троса данный эффект учитывается.

Таким образом, в докладе рассмотрен аналитический поиск условий на основные параметры тросовой системы на орбите, при которых процесс перемещения полезной нагрузки по тросу будет асимптотически устойчивым. Рассматриваемая математическая модель тросовой системы включает в себя все ее подвижные части: трос, подвижная оконечная масса, перемещаемый груз. Полученные результаты могут лечь в основу расчетов параметров тросовых систем, применимых в реальных орбитальных миссиях для решения широкого круга задач.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 23-21-00230).

Литература

[1] Aslanov V.S, Ledkov A. Dynamics of Tethered Satellite Systems. Elsevier, 2012, 356 p.

[2] Aslanov V.S. Prospects of a tether system deployed at the L1 libration point. Nonlinear Dynamics, 2021, vol. 106(3), pp. 1–13. DOI: https://doi.org/10.1007/s11071-021-06884-4

[3] Smirnov N.N., Demyanov Yu.A., Zvuaguin A.V., Malashin A.A., Luzhin A.A. Dynamical simulation of tether in orbit deployment. Acta Astronautica, 2010, vol. 67, pp. 324–332. DOI: https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2010.02.020

[4] Diakov P.A., Malashin A.A., Smirnov N.N. Estimation of parameters of the space tethered system for stable load transportation along the tethe. Acta Astronautica, 2020, vol. 181, pp. 5–12. DOI: https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.12.006

УДК 629.786

Равновесные конфигурации космической тросовой системы с весомым тросом

Мартыненкова Екатерина Вадимовна ekbfudokan@yandex.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Исследованы равновесные конфигурации космической тросовой системы с весомым растяжимым тросом на околоземной круговой орбите. Космическая тросовая система включает в себя трос, базовый космический аппарат и субспутник. Проанализированы уравнения движения, описывающие равновесие космической тросовой системы относительно орбитальной подвижной системы координат. Решена модельная задача о равновесии космической тросовой системы. Построена математическая модель космической тросовой системы с учетом движения ее центра масс по круговой орбите в плоскости земного экватора, решена соответствующая краевая задача.

Ключевые слова: *космическая тросовая система, космический аппарат, равновесная конфигурация, стационарное движение, субспутник, трос*

Космические тросовые системы (КТС) имеют огромный потенциал для применения в сфере космических исследований. Различными исследователями уже рассматривались задачи создания искусственной гравитации, зондирования геомагнитного поля Земли и слоев атмосферы, запуск спутников малых размеров с базового космического аппарата (КА) и многие другие задачи, а первая КТС была описана в конце XIX века К.Э. Циолковским [1]. Вследствие этого возникает необходимость изучения поведения на орбите тросовых систем и их динамики.

Исследуемая КТС состоит из базового КА и соединенного с ним посредством троса субспутника. КА и субспутник считаются материальными точками. Весомый трос может быть приближен гибкой нитью с некоторым распределением линейной плотности [2]. Сила натяжения такого троса определяется законом растяжимости Гука, а ее вектор всегда направлен по касательной к элементу троса ds, если трос не воспринимает поперечных нагрузок. С учетом растяжимости трос представляет собой систему с распределенными параметрами [3].

В данной работе рассматриваются положения относительного равновесия КТС на орбите. Под относительным равновесием понимается равновесие КТС относительно некоторой вращающейся с постоянной угловой скоростью $\mathbf{\Omega}$ орбитальной системы координат (СК) $Cxyz$. Ось Cx направлена вверх по местной вертикали, ось Cy — по касательной к плоскости орбиты, ось Cz дополняет систему до правой. В описанном случае конфигурация троса остается постоянной, а движение КТС может считаться стационарным. КТС будет обращаться как твердое тело относительно геоцентрической инерциальной системы координат $OXYZ$. Оси геоцентрической СК расположены следующим образом: ось OZ направлена по оси вращения Земли, оси OY, OX лежат в экваториальной плоскости, ось OX направлена в точку весеннего равноденствия, ось OY дополняет систему до правой.

В отличие от нестационарных движений, где для описания поведения системы используются уравнения в частных производных, конфигурация троса в состоянии относительного равновесия определяется системой обыкновенных дифференциальных уравнений [4]. Равновесие системы возможно только тогда, когда компоненты векторов возмущающих сил в подвижных осях не являются функциями времени. Рассматривая движение центра масс КТС по орбите, необходимо учесть, что для определенных высот полета влияние аэродинамического воздействия оказывается слишком велико, так что орбита, связанная с центром масс КТС, изменяется со временем. В таком случае говорят о квазиравновесных состояниях троса [5]. Тогда движение центра масс КТС рассматривается на некотором малом промежутке времени, когда орбиту можно считать постоянной.

В работе проведено моделирование идеализированной КТС с рядом допущений, а именно: гравитационное поле Земли считается центральным сферическим; развертывание троса завершено или не производится; колебания в системе задемпфированы; рассматривается плоская задача [5]. Концевые тела (КА и субспутник) по-прежнему рассматриваются как материальные точки, причем масса КА много больше суммарной массы субспутника и троса. Тогда можно принять, что центр масс КТС совпадает с центром масс КА. Считается, что движение субспутника, троса и воздействие внешних сил на некотором промежутке времени не влияют на орбиту КА.

Движение происходит в ньютоновском поле; предполагается, что на трос помимо гравитационной силы оказывают воздействие силы инерции и аэродинамическая сила. Тогда в подвижных осях орбитальной СК $Cxyz$ ввиду относительного равновесия КТС относительные компоненты скоростей и ускорений будут равны нулю, соответственно, силы инерции будут представлены лишь переносной составляющей. Отражение молекул газа от поверхности троса будем считать диффузным.

В результате работы составлена математическая модель, преобразованная к различным осям координат для дальнейшего анализа, проведено моделирование и получены графические зависимости, характеризующие поведение системы.

Литература

[1] Иванов В.А., Купреев С.А., Ручинский В.С. Космические тросовые системы. Москва, Альфа-М, 2014, 208 с.

[2] Сазонов В.В. Математическое моделирование развертывания тросовой системы с учетом массы троса. Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша, 2006, № 58, с. 1–36.

[3] Холодниок М., Клич А., Кубичек М., Марек М. Методы анализа нелинейных динамических моделей. Москва, Мир, 1991, 368 с.

[4] Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. Москва, Гл. ред. физ.-мат. лит., 1990, 336 с.

[5] Заболотнов Ю.М. Практикум по динамике и управлению движением космических тросовых систем. Ч. 1. Самара, СГАУ, 2013, 106 с.

УДК 629.786

Решение задач определения траектории движения космического аппарата с помощью методов машинного обучения

Матюшин Максим Михайлович a.y.kutomanov@gmail.com
ЦНИИмаш

Ковалева Марина Владимировна controversialist@list.ru
ЦНИИмаш

Рассмотрен переход ракетно-космической отрасли от управления отдельных аппаратов к многоспутниковым орбитальным группировкам. Поэтому вопросы повышения уровня автоматизации процесса решения задач баллистики навигационного обеспечения полета становится актуальной и необходимой задачей. В материалах работы приводится описание методов и алгоритмов с помощью которых можно решить основные задачи баллистики навигационного обеспечения в едином контуре с обеспечением промежуточного контроля состояния решения. В основе алгоритма лежат методы машинного обучения. Весь комплекс предлагается строить как граф нейронных сетей с внешней управляющей сетью.

Ключевые слова: *баллистико-навигационное обеспечение, нейронные сети, кластеризация данных, фильтрация траекториях измерений, многоспутниковые группировки*

В настоящее время в ракетно-космической отрасли четко прослеживается тенденция перехода от отдельных космических аппаратов (КА) к многоспутниковым орбитальным группировкам. В связи с этим увеличивается количество КА управляемых из одного ЦУПа. Поэтому остро встает задача повышения уровня автоматизации процесса решения базовых задач баллистико-навигационное обеспечение (БНО) полета КА и повышения оперативности расчетов для каждой из них. Этого можно достичь с помощью подключения к стандартным алгоритмам нейронных сетей для контроля процессов сходимости и оценка качества получаемых решений.

К задачам определения пространственного положения КА относятся следующие:

1. фильтрация и предварительная обработка измерений текущих навигационных параметров;
2. определение орбиты КА;
3. оценка точности определения орбиты и расчет коридора ошибок ее определения и прогнозирования.

Для решения цикла задач, позволяющих определить положение центра масс КА в рамках оперативного контура БНО полета КА, целесообразно применять нейронную сеть, управляющую тензорируемым графом нейронных сетей. Поскольку это позволяет объединить пять задач в единый комплекс и обеспечивать оперативный контроль качества их решения на всех важных промежуточных этапах с высоким уровнем автоматизации и как следствие оперативности получения решения.

Данную задачу можно решать при помощи сети, сочетающую в себе следующие методы построения нейронных сетей. Long short-term memory cell (LSTM) — ячейка долгой краткосрочной памяти, данная технологи позволяет заменить нейрон на ячей-

ку долгой кратковременной памяти. Это дает возможность принимать решения об изменении направления движения по сети, то есть изменении последовательности выполняемых задач, о формировании наборов выходных данных в процессе работы сети и т. д. [1]. Graph Neural Network (GNN) — сеть, напрямую работающая со структурой графа сетей. Рекуррентная нейронная сеть (Recurrent Neural Networks (RNN)), содержит обратные связи и позволяющие сохранять информацию ее может использоваться для генерации обучающих данных.

Данная сеть будет состоять из трех слоев: входной, выходной и внутренний.

Внутренний слой решает следующие задачи:

- определения орбиты и оценивания точности знания изменения положения космического аппарата со временем;
- оценки достоверности полученного решения и принятия решения о перерасчете или принятии полученного решения как оптимального.

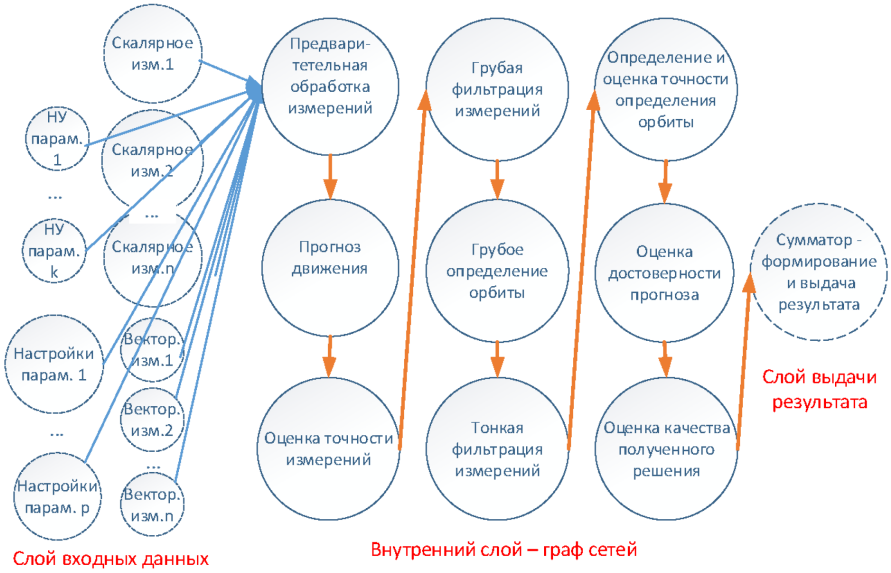


Рис. 1. Сеть и встроенная структура графа сетей для решения основных задач БНО

Функциональная схема сети приведена на рис. 1. Данная сеть содержит сумматор выходных данных, каждого нейрона сети имеет функцию активации, которая запускается нейронами из предыдущего слоя, каждый узел графа обращается к какой-то вызываемой функции и с помощью, встроенной в него сети оценивает качество решенной задачи, входные данные у каждого нейрона имеют свой вес. Веса формируются в процессе глубокого обучения сети. Входной и выходной слои являются открытыми. Выходной слой состоит из одного нейрона, входной из количества нейронов равного числу подаваемых измерений. Сумматор так же есть на входе в граф, он складывает все измерения присваивая им соответствующие веса.

Метод кластеризации данных применяется в задаче фильтрации измерений для разбиения массива параметров на группы и выбора набора из наиболее достоверных измерений (см. рис. 2).

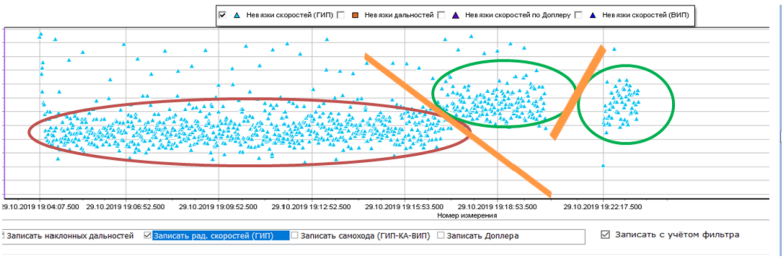


Рис. 2. Фильтрация измерений с помощью нейронной сети

Процесс обучения сети происходит путем прямого и обратного распространения ошибки [2]. В первом случае сеть получает ответ нейрона. Во втором — анализируется разница между этим ответом и правильным. В соответствии с величиной этой ошибки регулируется вес каждого конкретного нейрона.

Кластеризация — разбиение данных на категории, в данном случае, разбиваем измерения на группы и выделяем наиболее достоверную [3].

Сети векторного квантования — (LVQ – learning vector quantization) и метод опорных векторов (support vector machine) [4]:

1. Выбирается набор кодовых векторов.
2. Вычисляются расстояния между соседними и кодовыми векторами.
3. Строится гиперплоскости, разделяющие кластеры данных и все остальные пространственные точки.
4. Вычисляются «Разницы» — расстояния между гиперплоскостью и всеми точками.
5. Весь массив измерений разбивается на кластеры.
6. Выбирается наиболее достоверный кластер, с измерениями из которого и будут работать все последующие задачи графа.

Обучение сети позволяют подобрать наиболее подходящие коэффициенты уравнения классификации для каждого вида измерений.

Задача применения приведенных выше методов построения и обучения нейронных сетей заключается в повышении автоматизации процесса определения пространственного положения центра масс космического аппарата, за счет автоматического перебора решений, полученных при разных настройках и критериях сходимости используемых методов, а также автоматического выбора наилучшего результата на основании проведения оценки по заданным критериям качества.

Литература

[1] Уатт Д., Борхани Р., Катасагелос А. Машинное обучение: основы, алгоритмы и практика применения. Санкт-Петербург, БХВ-Петербург, 2022, 640 с.

[2] Балухто А.Н., ред. Искусственный интеллект в космической технике. Москва, Радиотехника, 2021, 440 с.

[3] Малышев В.В. Методы оптимизации в задачах системного анализа и управления. Москва, МАИ-Принт, 2010, 440 с.

[4] Гудфеллоу Я., Бенджио И., Курвилль А. Глубокое обучение. Москва, ДМК Пресс, 2018, 652 с.

УДК 629.7.015.07

Баллистическое проектирование многоразовой аэрокосмической системы

Мельников Алексей Юрьевич alexey_60_mel@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлены методики оптимального наведения и выбора основных проектных параметров многоразовой аэрокосмической системы, состоящей из крылатого разгонного блока, космоплана и внешнего топливного бака. Разгонный блок выводит в стратосферу, отделяется, возвращается в район старта и приземляется на посадочную полосу. Космоплан использует собственные двигатели и топливо топливного бака, набирает скорость и высоту, совершает атмосферный маневр выхода на переходную орбиту, синхронизируется и стыкуется с космической станцией. После полного расхода топлива внешний бак отделяется и сгорает в атмосфере. Космоплан движется совместно с космической станцией, отделяется от нее в заданный момент, спускается с орбиты, маневрирует в атмосфере и приземляется на заданную посадочную полосу. Максимальные баллистические возможности аэрокосмической системы обеспечиваются за счет функциональной аппроксимации структуры оптимального управления, полученной на основе принципа максимума. Точность наведения обеспечивается прогнозом конечных промахов и решением краевых задач, которые периодически выполняются в процессе полета. Методики реализованы в программе моделирования полета с учетом всех существенных факторов. Примеры оптимизации, решения краевых задач и расчетов возмущенных траекторий представлены на графиках.

Ключевые слова: *космоплан, наведение, оптимальное управление, принцип максимума Понтрягина, возмущенное движение, траектория*

Цель работы: разработка методик оптимального наведения, выбора основных проектных параметров и определения баллистических возможностей многоразовой аэрокосмической системы (АКС).

Актуально: оперативно доставлять на орбиту и спускать на Землю экипажи и грузы, а также спасать средства доставки для их многоразового использования.

Проектирование, эксплуатация [1] и оптимизация управления АКС [2–4] ведется с середины прошлого века: «Локхид Мартин X-33», «Спираль», «Шаттл», …, «Локхид Мартин X-33», «Boeing X-37».

При создании методик были заданы допущения, ограничения и критерии, использованы разработанные ранее математическая модель движения [5], методики оптимального управления [6] и прогноза конечных параметров полета [7], а также известные методы терминального наведения [8], оптимизации и решения краевых задач.

АКС состоит из крылатого разгонного блока (РБ), космоплана (КП) и внешнего топливного бака (ТБ). Планер РБ подобен планеру КП, но больше по габаритам. При выборе основных проектных параметров АКС используются силовые и габаритно-массовые соотношения уже созданных АКС, космопланов, ускорителей, топливных

баков и ракетных двигателей, а также ограничения и критерий минимального расхода топлива.

Полет АКС происходит по следующей схеме:

АКС стартует вертикально, РБ выводит АКС в оптимальном направлении, вырабатывает основной запас топлива и отделяется.

РБ совершает атмосферные маневры возврата в район старта, наводится по дальности и направлению взлетно-посадочной полосы (ВПП) и приземляется. Для достижения заданных условий посадки работают маневровые двигатели или раскрываются тормозные щитки. При недостатке скорости включается двигательная установка. Избыток скорости снижается за счет торможения щитками.

После отделения разгонного блока КП набирает скорость и высоту, используя топливо ТБ и собственные двигатели. ТБ полностью расходует топливо, отделяется и сгорает в атмосфере.

Далее КП совершает квази-горизонтальный атмосферный маневр выхода в плоскость заданной конечной орбиты, прибавляет скорость и движется пассивно в точку начала сближения с космической станцией. На переходной орбите работают только двигатели коррекции.

На участке сближения КП повторно включает двигатели, синхронизируется и стыкуется с космической станцией.

КП некоторое время движется совместно с космической станцией, в запланированный момент или в экстренном случае отделяется от нее, спускается с орбиты и выходит на квазигоризонтальные условия полета. Далее, оптимально управляя тягой, углами тангажа и крена, маневрирует в атмосфере, наводится и приземляется на заданную посадочную полосу.

Выполнение ограничений на условия посадки КП обеспечивается за счет ускорения двигателями или торможения щитками.

Требования к алгоритмам подготовки пуска и управления полетом: надежность, устойчивость к возмущениям, реализуемость, оперативность, оптимальность и автоматизация вычислений.

При подготовке старта АКС и началом спуска КП с орбиты выполняется решение краевых задач поиска номинальных траекторий и оптимальных констант наведения: начального курса и времени старта АКС, дистанции начала спуска и посадки РБ относительно ВПП, расчет тормозного импульса спуска КП с орбиты, времени полета, ориентации расчетной системы координат и упрежденной точки начала посадки КП.

Во время полета РБ и КП выполняются алгоритмы прогноза промахов, решения краевых задач и корректировки констант наведения, управления тягой, щитками, углами крена и тангажа, в результате чего происходят маневры наведения, соблюдаются ограничения, условия равновесного полета, стыковки и приземления.

В работе представлены численные и графические результаты выбора основных проектных параметров АКС, поиска оптимальных траекторий и констант наведения, решения краевых задач, моделирования возмущенных траекторий при сочетании предельных вариаций ветра и плотности атмосферы, как наиболее существенных возмущений.

По результатам моделирования возмущенных траекторий АКС с наведением по разработанным методикам сделаны следующие выводы:

- Краевые задачи при подготовке старта АКС и спуска КП с орбиты сходятся для широкого диапазона начальных условий.

- Полетное задание содержит несколько констант, а их определение и проверка занимает незначительное время.
- Алгоритмы подготовки пуска и управления полетом не требуют участия оператора кроме принятия решений о старте АКС, спуске КП с орбиты и выбора посадочной полосы приземления.
- Моделирование возмущенных траекторий не приводит к нарушению ограничений на промахи, условия полета, стыковки и приземления.
- Баллистические возможности АКС позволяют выводить КП на орбиты, проходящие от места старта в 6000 км и в экстренных случаях немедленно спускаться с орбиты и приземляться на заданную посадочную полосу.
- Время спуска КП с орбиты до приземления составляет 98–200 мин, полет от старта до стыковки занимает 38–80 мин. Использование двух космодромов (Байконур и Восточный) позволит запускать АКС на орбиту круглосуточно с интервалом около 90 мин.
- Для выбранных проектных параметров АКС затраты топлива на 20–50 % меньше, чем у традиционных носителей.

Предложенные методики могут найти применение в проектировании и эксплуатации АКС для выполнения оперативных полетов на орбиту, спусков с орбиты и приземления, а также для изменения параметров орбиты. По сравнению с традиционными космическими системами АКС предполагает более сложную и тяжелую конструкцию, однако имеет способность многоразовой эксплуатации и значительные преимущества по оперативности, маневренности и экономии топлива.

Литература

[1] Рябов К. Перспективы и проблемы космопланов. Военное обозрение. Космос. 16 марта 2021. URL: https://topwar.ru/180901-perspektivy-i-problemy-kosmoplanov.html (дата обращения 15.11.2022).

[2] Бузулук В.И., Михалев С.М. Разработка методики формирования облика многоразовой аэрокосмической системы, оптимизация ее проектных параметров и траекторий движения. Инженерный журнал: наука и инновации, 2019, вып. 6 (90). DOI: https://doi.org/ 10.18698/ 2308-6033-2019-6-1894

[3] Лазарев Ю.Н. Управление траекториями аэрокосмических аппаратов. Самара, Самар. науч. центр РАН, 2007, 274 с.

[4] Филатьев А.С., Янова О.В. Сквозная оптимизация ветвящихся траекторий космических систем с учетом случайных возмущений. Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета, 2010, № 1, с. 244–249.

[5] Мельников А.Ю. Решение задач оптимального управления аэрокосмическим самолетом. Инженерный журнал: наука и инновации, 2021, вып. 2. DOI: https://doi.org/10.18698/2308-6033-2021-2-2058

[6] Мельников А.Ю. Оптимальное управление маневрами гиперзвукового планера на основе принципа максимума Понтрягина. Москва, МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2015, 4 с.

[7] Мельников А.Ю., Илюхин С.Н. Оптимизация наведения аэрокосмического самолета в район посадки. Инженерный журнал: наука и инновации, 2021, вып. 9. DOI: http://dx.doi.org/ 10.18698/2308-6033-2021-9-2113

[8] Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика и наведение летательных аппаратов. Москва, БИНОМ. Лаборатория знаний, 2015, 410 с.

УДК 531.15

Определение орбиты с использованием расширенного и сигма-точечного фильтров Калмана

Носырев Андрей Николаевич nosyrev.an@phystech.edu
МФТИ (Долгопрудный)

Кузнецов Александр Алексеевич kuznetsov.aa@mipt.ru
МФТИ (Долгопрудный)

Фукин Илья Игоревич fukin.ii@mipt.ru
МФТИ (Долгопрудный)

Завьялова Наталья Александровна Zavialova.na@mipt.ru
МФТИ (Долгопрудный)

Чусовитин Николай Викторович chusovitin.nv@phystech.edu
МФТИ (Долгопрудный)

Негодяев Сергей Серафимович negodiaev.ss@mipt.ru
МФТИ (Долгопрудный)

Рассмотрено применение расширенного и сигма-точечного фильтров Калмана в задаче фильтрации параметров орбиты космического аппарата, находящегося в околоземном пространстве. Оценены ошибки определения местоположения, связанные с использованием различных моделей возмущающих факторов. Исследована вычислительная сложность реализованных алгоритмов и возможность их применения на борту малого космического аппарата.

Ключевые слова: *орбитальное движение, определение орбиты, фильтрация Калмана, расширенный фильтр Калмана, сигма-точечный фильтр Калмана*

В настоящее время в студенческом конструкторском бюро МФТИ ведется разработка малого космического аппарата. Одной из задач, которую необходимо решить для успешного функционирования спутника, является задача автономного определения и прогнозирования собственного положения на орбите. Точное определение баллистических параметров требует специализированного высокопроизводительного программного обеспечения, способного определять орбиту на основе получаемой с датчика навигационной спутниковой системы информации.

Для точного восстановления траектории движения тел в околоземном пространстве применяются различные методы. Наиболее распространенными решениями являются применение метода наименьших квадратов (МНК) или фильтрации Калмана [1]. Применение метода наименьших квадратов на борту космического аппарата является нецелесообразным в виду необходимости решения трудоемкой задачи нелинейной оптимизации. Фильтрация Калмана и ее различные модификации требуют сравнительно меньших вычислительных ресурсов. В настоящей работе рассматривались две вариации фильтра Калмана: расширенный (EKF) и сигма-точечный (UKF) [2].

Для применения любого метода фильтрации необходимо определить модель эволюции орбиты космического аппарата. При движении в околоземном пространстве на

спутник действует множество сил. Наиболее значимыми являются: сила гравитационного притяжения Земли, сила притяжения других небесных тел, сила аэродинамического сопротивления и сила давления солнечной радиации [3]. Для моделирования перечисленных воздействий существует множество моделей, различающихся как по точности, так и по вычислительной сложности. Авторами был проведен их анализ, а также определен рациональный набор моделей для прогнозирования движения на борту космического аппарата.

Алгоритм расширенного фильтра Калмана является наиболее простым из всех алгоритмов, подходящих для рассматриваемой задачи. Он имеет два существенных недостатка. Первый из них заключается в линеаризации уравнений системы, определяющей эволюцию орбитальных параметров спутника. Это в свою очередь ведет к возрастанию ошибок на больших интервалах времени. Второй недостаток заключается в необходимости вычисления матриц Якоби правой части системы дифференциальных уравнений, что влечет увеличение вычислительных затрат. В связи с этим авторы предлагают использовать EKF лишь в тех случаях, когда интервал между измерениями мал, а вместо прямого расчета частных производных использовать аналитические выражения, получаемые путем отбрасывания части возмущающих факторов.

Алгоритм сигма-точечной фильтрации приводит к меньшим ошибкам при больших временах между измерениями [4]. Однако, он предполагает вычисление не одной траектории спутника, а $2N + 1$, где N — количество фильтруемых параметров. В работе авторами был предложен подход для снижения вычислительной сложности алгоритма путем упрощения вычисления траектории, порождаемых сигма-точками.

Предлагаемые алгоритмы протестированы, проанализированы ошибки определения орбиты при разной скважности и точности измерительной информации.

Литература

[1] Wright J. et al. Orbit determination tool kit theory and algorithms. Analytical Graphics, Inc., 2013.

[2] Куликова М.В., Куликов Г.Ю. Численные методы нелинейной фильтрации для обработки сигналов и измерений. Вычислительные технологии, 2016, т. 21, № 4, с. 64–98.

[3] Марков Ю.Г. и др. Анализ влияния различных возмущающих факторов на высокоточный прогноз орбит космических аппаратов. Космические исследования, 2016, т. 54, № 2, с. 164–172. DOI: https://doi.org/10.7868/S0023420615060023

[4] Choi E.J. et al. Onboard orbit determination using GPS observations based on the unscented Kalman filter. Advances in Space Research, 2010, vol. 46, no. 11, с. 1440–1450. DOI: https://doi.org/10.1016/j.asr.2010.07.022

УДК 550.831.015.072

Обоснование необходимости использования нового критерия при оценке моделей гравитационного поля Земли

Омаров Валерий Николаевич omarvn@mail.ru
4 ЦНИИ Минобороны России

Бурлакин Владимир Владимирович volond.88@mail.ru
4 ЦНИИ Минобороны России

Рассмотрен новый критерий для оценки моделей гравитационного поля Земли — предельное отклонение летательного аппарата за счет неточности представления моделью гравитационного поля. Обоснована необходимость использования предлагаемого критерия по результатам законов распределения отклонений точек падения летательных аппаратов, обусловленных влиянием гравитационного поля Земли для районов с различной аномальностью гравитационного поля.

Ключевые слова: *гравитационное поле Земли, критерий оценки моделей, закон распределения случайных величин, предельное отклонение*

Решение проблемы повышения точности полета летательного аппарата (ЛА) непрерывно сопровождается совершенствованием методов представления и учета параметров гравитационного поля Земли (ГПЗ) [1]. При принятии обоснованного решения об использовании модели ГПЗ при управлении полетом ЛА возникает необходимость оценки точностных характеристик модели.

Существующие методы оценки моделей аномального ГПЗ можно разделить на две основные группы: прямые и косвенные. Под прямыми методами оценки понимаются методы, основанные на сравнении результатов баллистических расчетов, выполненных с использованием оцениваемой модели ГПЗ и другой, более точной эталонной модели.

Косвенные методы предполагают получение оценок при использовании обобщенных характеристик ГПЗ (ковариационных функций, функций спектральной плотности мощности и др.) [2]. Преимущество косвенных методов оценки перед прямыми заключается в значительном сокращении вычислительных затрат, достигаемом за счет предварительного обобщения погрешностей моделей ГПЗ. Недостатком косвенных методов является то, что они позволяют получить надежный результат лишь при определенных условиях, нарушение которых приводит к дополнительным погрешностям. Одним из основных вопросов, требующих ответа при использовании косвенных методов, является вопрос о законе распределения отклонений точек падения, обусловленных влиянием аномального ГПЗ. Обычно предполагалось, что отклонения в силу знакопеременности аномалий и их изотропности подчиняются нормальному закону распределения. Тогда с вероятностью, равной 0,993, все отклонения должны находиться в пределах ±2,7б. Однако, как показали результаты исследований [3] в виду того, что на отклонение ЛА в большой степени влияют аномалии, расположенные в близлежащих областях вокруг точки старта, а закон распределения аномалий силы тяжести в таких областях не «нормальный», то можно предположить, что уклонения точек падения ЛА не будут подчиняться нормальному закону распределения.

Результаты баллистического моделирования полета ЛА, полученные ранее при оценке моделей аномального ГПЗ, показывают, что гистограммы отклонений имеют

очень различный вид в зависимости от количества пусков. При этом достаточно трудно сделать правильный вывод о возможном законе распределения отклонений точек падения ЛА из-за малого числа полученных реализаций.

Исходя из этого, в статье проведены дополнительные исследования с целью выработки обоснованного заключения о законе распределения отклонений точек падения ЛА и более точного определения предельных значений погрешностей при оценке моделей аномального ГПЗ.

Исследования проведены для двух случайно выбранных наиболее характерных районов с низкой и высокой аномальностью (соответственно малым и большим значениями среднего квадратичного отклонения аномалий силы тяжести).

Для получения отклонений точек падения моделировалось движение ЛА с учетом и без учета влияния аномального ГПЗ. В качестве эталонной модели ГПЗ при расчете траекторий полета использовались специально построенные для выбранных районов высокоточные модели, содержащие около 700 точечных масс.

Для расчета отклонений точек падения ЛА координаты точек старта выбирались с шагом $0{,}2^{o}$ по широте и долготе в пределах выбранных экспериментальных районов. При этом азимут стрельбы изменялся с шагом 20° в диапазоне от 0° до 360°. В результате, получены отклонения точек падения ЛА для районов низкой и высокой аномальности. Полученные отклонения проверены на «нормальность» закона распределения [4]. Сделан вывод, что расхождение между фактическим и теоретическим распределением можно считать не случайным, т. е. существенным. Определена принадлежность фактических кривых к кривым распределения Пирсона [5].

В результате проведенных исследований закона распределений отклонений ЛА, обусловленных влиянием аномального ГПЗ, можно сделать следующие выводы:

- распределение отклонений точек падения ЛА не подчиняется нормальному закону распределения;
- для районов с высокой аномальностью гравитационного поля Земли предельные отклонения ЛА могут достигать значений, близких к 5σ;
- ля низкоаномальных районов отклонения лежат в пределах $\pm 2{,}7\sigma$. При ограниченной выборке, когда определена одна из частных совокупностей, предельные значения отклонений могут находится в пределах $\pm 5\sigma$.
- при современных требованиях к точности полета ЛА предлагается использовать дополнительный критерий точности модели — предельное отклонение за счет влияния аномального ГПЗ.

Результаты исследований могут быть использованы при разработке методов оценки моделей аномального гравитационного поля Земли и при принятии решения об использовании модели.

Литература

[1] Волков Л.И., Прокудин В.И., Гаврилов В.С. Мохоров Г.П. Точность межконтинентальных баллистических ракет. Москва, Машиностроение, 1996, 304 с.

[2] Мориц Г. Современная физическая геодезия. Москва, Недра, 1983, 392 с.

[3] Омаров В.Н. Определение весовой функции влияния точечных масс на отклонение точек падения летательного аппарата. Сб. тр. молодых ученых. Москва, МО, 1989, 200 с.

[4] Венецкий И.Г., Венецкая В.И. Основные математико-статистические понятия и формулы в экономическом анализе. Справочник. Москва, Статистика, 1979, 447 с.

[5] Вентцель Е.С., Овчаров Л.А. Теория вероятностей и ее инженерные приложения. Москва, Высшая школа, 2000, 480 с.

УДК 004.56.5

Обеспечение безопасности информационного обмена при решении задач контроля околоземного пространства в гражданском назначении

Павлова Елена Александровна elenae312@gmail.com
ИПМ им. М.В. Келдыша РАН

Рассмотрена информация, циркулирующая между источниками и потребителями данных о состоянии российской орбитальной группировки, объектах и событиях в космосе, которая играет ключевую роль в обеспечении безопасности деятельности в околоземном космическом пространстве. В докладе представлены подходы к обеспечению информационной защиты в области решения задач контроля космического пространства в гражданском назначении. Представлены основные принципы информационной защиты и информационного обмена в условиях геополитической обстановки, лежащие в основе разработки передовых методов и алгоритмов осуществления безопасной передачи информации.

Ключевые слова: *информационная безопасность, информационный обмен, оптический мониторинг, коэффициент готовности, коэффициент безотказности*

Новые вызовы, связанные с обострением геополитической обстановки, диктуют необходимость усиления мер защиты информации в различных сферах деятельности, включая разработку новых способов передачи информации в целях качественного обеспечения информационного обмена в решении важных государственных задач [1, 2].

Гражданские оптические средства и оптико-электронные комплексы мониторинга околоземного космического пространства, предназначенные для контроля объектов и событий на различных типах орбит, разнесены по всему земному шару [3]. Полученные результаты наблюдений накапливаются и обобщаются в специализированных центрах обработки информации [4]. В то же время качественное решение целевых задач налагает на исходные данные требования к необходимому уровню точности измеряемых параметров и статистической полноты охвата изучаемого события.

Географическая распределенность источников и потребителей информации, удаленность локаций наблюдательных пунктов, центров сбора, первичной обработки и последующего анализа требует интенсивного информационного обмена по открытым сетям, что актуализирует вопрос методов обеспечения целостности (достоверности) и защищенности (ограничения доступа) циркулирующих данных.

Таким образом, для решения задач контроля космического пространства (в гражданском применении) задействованы определенные технические, аппаратно-программные средства, которые, как правило, имеют различную локацию, зависящую от целевых задач и функций.

Преднамеренное воздействие третьей стороной на информационный обмен может повлечь за собой искажение информации, недопустимые задержки (влияющие на актуальность), полную потерю передаваемых данных. Это, в свою очередь, может привести к искажению информационной осведомленности и, как следствие, к искажению оценки существующих космических угроз, включая предпосылки к срыву сопровож-

дения космических аппаратов и контролируемых опасных событий в околоземном пространстве, неполноте ситуационной осведомленности о деятельности в космосе.

Актуальность исследования обусловлена необходимостью обеспечения безопасности информационного обмена при решении задач контроля околоземного пространства, в том числе необходимостью обеспечения безопасности и целостности информации о состоянии российской орбитальной группировки, объектах и событиях в космосе в условиях существующих геополитических обострений.

Кроме того, полагается актуальным и важным обеспечить безотказность и надежность работы аппаратно-программных комплексов, предназначенных для решения гражданских задач контроля космического пространства за счет совершенствования информационного обмена необходимым уровнем защиты.

Результаты исследования, представленные в докладе, являются частью научно-технологического задела для совершенствования информационного обмена в работах по обеспечению безопасности деятельности в околоземном космическом пространстве.

Литература

[1] Павлова Е.А., Воропаев В.А. Миссии и вызовы безопасности и долгосрочной устойчивости космической деятельности. Инженерный журнал: наука и инновации, 2021, № 9 (117). DOI: https://doi.org/10.18698/2308-6033-2021-9-2114

[2] Ачасов О.Б., Астраханцев М.В., Олейников И.И. Обоснование требований к системам предупреждения об опасных ситуациях в околоземном космическом пространстве при стратегическом сдерживании. URL: http://www.viek.ru/36/6-14.pdf (дата обращения 27.11.2022).

[3] Шилин В.Д., Олейников И.И. Область контроля — околоземное пространство. Воздушно-космическая оборона. URL: http://www.vko.ru/koncepcii/oblast-kontrolya-okolozemnoe-prostranstvo (дата обращения 27.11.2022).

[4] Олейников И.И. Мониторинг техногенного засорения околоземного космического пространства и предупреждения об опасных ситуациях, создаваемых космическим мусором. Королев, ЦНИИмаш, 2015, 244 с.

УДК 629.056.8

Совместное оценивание шкал времени и орбит навигационных космических аппаратов

Петров Сергей Дмитриевич s.d.petrov@spbu.ru
СПбГУ

Чекунов Илья Владимирович onip4@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Трофимов Дмитрий Александрович dm.trofimov@gmail.com
СПбГУ

Усачев Вадим Александрович vau@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Мовсесян Павел Владимирович movsesyanpv@gmail.com
СПбГУ

Рассматривается обеспечение непрерывности псевдофазы навигационных спутниковых сигналов, а также повышение точности позиционирования, за счет разработанной авторами ранее модели хода бортовых часов навигационных космических аппаратов, а также аналитической модели их орбитального движения. Показано, что фиктивные скачки бортовой шкалы времени часто приводят к срывам фазы, и применение модели хода часов, а также орбитальной модели аппарата позволяет в значительной степени исправлять срывы фазы за счет моделирования бортовой шкалы времени совместно с орбитальным движением аппарата.

Ключевые слова: *спутниковая навигация, фазовые измерения, шкалы времени, эфемериды*

Как известно, наивысшая точность координатных определений по радионаблюдениям навигационных космических аппаратов (НКА) достигается путем использования помимо кодовых также и фазовых измерений навигационных радиосигналов. Основным же недостатком фазовых измерений является целочисленная неоднозначность фазы навигационного сигнала, а также ее скачкообразные изменения или срывы. Ранее авторами был разработан метод нормализации бортовых шкал времени (ШВ), основанный на модели рубидиевого стандарта частоты и применении к бортовым ШВ фильтра Стратоновича. В результате применения фильтра получается непрерывный и гладкий ряд поправок к бортовой шкале времени НКА, применение которого при обработке навигационных спутниковых измерений позволяет уменьшить число срывов псевдофазы несущего навигационного радиосигнала [1].

Ранее авторы показали [2, 3], что штатные средства поддержания бортовой шкалы времени НКА могут приводить к ошибочным определениям целочисленной неоднозначности фазы и, как следствие, к снижению точности позиционирования. Предложенный алгоритм нормализации бортовых шкал позволяет избежать подобных ошибок. Как было показано авторами, имеющиеся скачки на границе суток и многие внутрисуточные скачки не отражают реальный ход бортовых часов, а являются следствием некорректной обработки. Для улучшения поправок часов НКА разными исследователями предложены различные методики улучшения [4, 5], однако, всеми ими предлагается устранять скачки в ручном режиме, что является препятствием для их практического использования при обработке больших массивов наблюдений. Авторами был предложен алгоритм устранения данных ошибок в автоматическом режиме. Кроме определе-

ния глобального квадратичного тренда и использования фильтра Стратоновича, что в том или ином виде предполагают все предложенные методики улучшения часов, нами сделано предположение о наличии неучтенных локальных линейных трендов. В результате применения алгоритма получается непрерывный ряд поправок для бортовой шкалы времени навигационного космического аппарата. В результате проведенного анализа показана эффективность предложенного алгоритма нормализации бортовых шкал времени НКА на основе структурного анализа. Применение алгоритма позволяет исключить ошибки определения целочисленной неоднозначности фазы навигационного сигнала и, следовательно, ошибки позиционирования при использования абсолютного метода определения координат пунктов по ГНСС-наблюдениям [3].

Однако, нормализация только лишь ШВ НКА без учета его орбиты, является неполной, поскольку ШВ и орбиты НКА определяются совместно, причем коррелируют друг с другом. Как показывает опыт, трудно разделить между собой ошибки положения НКА и его ШВ. Таким образом, оцененная независимо ШВ НКА может содержать в себе ошибки положений НКА на орбите. Таким образом, для получения непротиворечивых поправок ШВ НКА и его эфемерид, необходимо выполнять совместное оценивание ШВ и орбиты аппарата. В работе предложен новый совместный алгоритм оценивания ШВ и орбиты навигационного космического аппарата на основе фильтра Стратоновича для ШВ, а также аналитической модели орбитального движения НКА, предложенной в работе [6]. Как известно, в настоящее время широко применяются численные методы определения орбит НКА. Аналитическая же модель орбитального движения навигационного аппарата обладает одним важным преимуществом. В отличие от численной модели, она обеспечивает гладкость эфемериды НКА на длительном, в несколько суток, интервале времени, что дополнительно повышает надежность определения псевдофазы несущего сигнала.

Литература

[1] Петров С.Д., Чекунов И.В., Мовсесян П.В., Усачев В.А. Нормализация бортовой шкалы времени навигационного космического аппарата методом структурного анализа. XLIV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 3 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2020, т. 1, с. 727–729.

[2] Петров С.Д., Чекунов И.В., Мовсесян П.В., Трофимов Д.А., Усачев В.А. Влияние алгоритмов нормализации бортовой шкалы времени на точность навигационных систем. XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, т. 3, с. 69–70.

[3] Петров С.Д., Трофимов Д.А., Усачев В.А., Чекунов И.В., Мовсесян П.В. Повышение фазовой устойчивости спутниковых навигационных радиосигналов путем моделирования хода бортовых часов. XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, т. 3, с. 113–115.

[4] Huang G., Zhang Q. Real-time estimation of satellite clock offset using adaptively robust Kalman filter with classified adaptive factors. GPS Solutions, 2012, vol. 16, pp. 531–539. DOI: https://doi.org/10.1007/s10291-012-0254-z

[5] Shi C., Guo S., Gu S. et al. Multi-GNSS satellite clock estimation constrained with oscillator noise model in the existence of data discontinuity. Journal of Geodesy, 2018, vol. 93 (6), pp. 515–528. DOI: https://doi.org/10.1007/s00190-018-1178-393

[6] Калачева Е.В., Петров С.Д. Аналитическая теория движения спутников ГЛОНАСС. Труды Института прикладной астрономии РАН, 2016, № 37, с. 93–96.

УДК 303.732.4

Двухфазная модель многопролетной системы с дифференцированной пропускной способностью абонентских и межспутниковых трактов связи

Пичугин Сергей Борисович sergeyp62@mail.ru
РКК «Энергия»

Рассматривается ретрансляция пакетов сообщений в многопролетной низкоорбитальной системе спутниковой связи на базе спутников-ретрансляторов с функцией маршрутизатора. Цель создания такой низкоорбитальной системы спутниковой связи — обеспечить конкурентные к наземным сетям возможности спутниковой связи по доставке сообщения. В низкоорбитальной системе спутниковой связи планируется возложить функции маршрутизации сообщений на бортовую аппаратуру спутников-ретрансляторов с функцией маршрутизатора из состава низкоорбитальной системы спутниковой связи, а между спутниками организовать межспутниковые тракты. Спутники-ретрансляторы с функцией маршрутизатора позволят в асинхронном режиме перенаправлять абонентские сообщения по низкоорбитальной системе спутниковой связи, минуя наземные станции, до спутника-ретранслятора с функцией маршрутизатора над районом, в котором находится абонент–получатель сообщения.

Ключевые слова: *низкоорбитальная система связи, спутник ретранслятор с функцией маршрутизатора, маршрутизация сообщений, асинхронная передача сообщений, система массового обслуживания*

Введение

Функционирование спутников-ретрансляторов с функцией маршрутизатора (СРФМ) в составе перспективной низкоорбитальной системы спутниковой связи (НОСС) представлено следующим сценарием [1, 2]. Сообщения от абонентов отправителей по абонентским трактам с ограниченной пропускной способностью отправляются на борт СРФМ, каждый из которых осуществляет функции маршрутизатора. Далее, сообщение отправителя, в соответствии с информацией в его заголовке, направляется либо в абонентский тракт к абоненту получателю в зоне обслуживания данного СРФМ, если последний находится в ней, либо в межспутниковый тракт, если абонент — получатель находится в зоне обслуживания другого СРФМ. Загруженность межспутникового тракта зависит от числа сообщений, поступающих от множества абонентов через абонентские тракты в НОСС. Межспутниковый тракт между двумя СРФМ на пути следования сообщения, от приемника первого СРФМ до приемника второго СРФМ, именуют пролетом НОСС. То есть, для прохождения пролета сообщением требуется, чтобы на текущем пролете передатчик первого и приемник второго СРФМ были готовы к работе. Ретрансляция сообщения от одного СРФМ к другому по межспутниковым трактам осуществляется в соответствии с принципом «ближайший к получателю», с использованием заголовка сообщения в качестве коммутирующего кода в бор-

товом маршрутизаторе СРФМ на каждом пролете НОСС. При достижении заданного СРФМ, в зоне которого находится абонент-получатель, сообщение по абонентскому тракту доставляется указанному получателю, если его передатчик абонентского тракта работоспособен, в противном случае ретранслируется соседу, который способен доставить это сообщение. Отметим, что в НОСС обеспечено двукратное перекрытие зон обслуживания СРФМ. Важно отметить, также, что исследуемая НОСС построена по гексагональной баллистической схеме, когда СРФМ в каждой плоскости орбиты сдвинуты относительно СРФМ в двух соседних плоскостях орбит на половину расстояния между СРФМ в текущей плоскости, и СРФМ общается по межспутниковым трактам с двумя ближайшими СРФМ в своей орбитальной плоскости и двумя ближайшими СРФМ в двух соседних орбитальных плоскостях [3, 4].

Методы

Ставится научная задача определить вероятность доставки сообщения через заданное число межспутниковых трактов (пролетов) при заданном среднем числе сообщений, поступающих в абонентский тракт. Для решения поставленной задачи решено использовать метод математического моделирования с использованием для построения аналитической модели аппарат теории вероятностей и систем массового обслуживания.

Результаты

Разработана аналитическая модель системы массового обслуживания, включающая четыре обслуживающих прибора на двух осях — по два прибора на каждую ось, именуемых, соответственно, головным и замыкающим. На входы головных приборов каждой оси поступает простейший поток заявок интенсивности l_0 (на головной прибор первой оси) и l_2 (на головной прибор второй оси). Время обслуживания заявок на указанных головных приборах распределено по экспоненциальному закону с параметром m_{01} или m_{21}, соответственно. После обслуживания на головном приборе первой оси, заявка с головного прибора с вероятностью e_0 поступает на замыкающий прибор этой же оси и, с вероятностью $(1–e_0)$ поступает на замыкающий прибор другой оси. Аналогично, после обслуживания на головном приборе второй оси, заявка с головного прибора с вероятностью e_2 поступает на замыкающий прибор этой же оси и, с вероятностью $(1–e_2)$ поступает на замыкающий прибор первой оси.

Исследуемая система массового обслуживания может находиться в следующих 16 состояниях:

S_{0000} — все приборы свободны;

S_{0001} — замыкающий прибор второй оси занят, остальные приборы свободны;

S_{0010} — головной прибор второй оси занят, остальные приборы свободны;

S_{0011} — головной и замыкающий прибор второй оси занят, приборы первой оси свободны;

S_{0100} — замыкающий прибор первой оси занят, остальные приборы свободны;

S_{0101} — замыкающие приборы первой и второй оси заняты, остальные приборы свободны;

S_{0110} — замыкающий прибор первой оси и головной прибор второй оси заняты, остальные приборы свободны;

S_{0111} — головной прибор первой оси свободен, остальные приборы заняты;

S_{1000} — головной прибор первой оси занят, остальные приборы свободны;

S_{1001} — головной прибор первой оси и замыкающий прибор второй оси заняты, остальные приборы свободны;

S_{1010} — головные приборы первой и второй оси заняты, остальные приборы свободны;

S_{1011} — замыкающий прибор первой оси свободен, остальные приборы заняты;

S_{1100} — головной и замыкающий приборы первой оси заняты, приборы второй оси свободны;

S_{1101} — головной прибор второй оси свободен, остальные приборы заняты;

S_{1110}— замыкающий прибор второй оси свободен, остальные приборы заняты;

S_{1111} — все приборы заняты;

Соответственно $p_{ijkl}(t)$ — вероятность нахождения системы массового обслуживания в состоянии *i, j, k, l,*

где $i = 0$ или 1, $j = 0$ или 1, $k = 0$ или 1 и $l = 0$ или 1.

Если при поступлении заявки состояние системы «все приборы свободны», то заявка считается успешно обслуженной. Если свободны головной и замыкающий приборы одной оси, то заявка считается обслуженной с вероятностью e_0 или e_2 соответственно, дополненной вероятностью $(1–e_2)$ или $(1–e_0)$ противоположной оси, что означает, что часть заявок могут перемещаться между осями. Если свободны головной прибор одной и замыкающий прибор противоположной оси, то заявка считается обслуженной с вероятностью $(1–e_0)$ или $(1–e_2)$ соответственно. Если в комбинации состояний приборов системы оба головных прибора заняты, поступившая заявка теряется.

Обсуждение

Предлагаемая модель позволяет имитировать работу межспутникового тракта на пролете от выхода передатчика СРФМ до входа приемника одного из двух СРФМ в своей или в соседней плоскости орбиты, а также работу бортового маршрутизатора СРФМ от входа приемника до выхода передатчика его абонентского или межспутникового трактов. Таким образом, применяя предлагаемую модель многократно, мы получаем возможность моделировать работу многопролетной НОСС.

На базе предложенной модели была получена система дифференциальных уравнений Колмогорова. Для стационарного режима функционирования НОСС данная система была преобразована в систему из 16 линейных уравнений, дополненных уравнением полной вероятности. Для решения полученной системы использовался метод обращения матриц.

Были получены значения вероятностей нахождения исследуемой системы в состояниях от «все приборы системы свободны» до «все приборы системы заняты», что позволяет оценить вероятность доставки сообщения по вероятности нахождения системы в заданном состоянии.

Заключение

Для исследования процесса доставки сообщения в многопролетной низкоорбитальной системе связи предложена двухфазная модель на базе системы массового

обслуживания с потерями. Применение разработанной модели позволяет оценить вероятность доставки при прохождении сообщением произвольного числа спутников — ретрансляторов на пути следования от абонента-отправителя к абоненту-получателю, и, соответственно, потери сообщения.

Литература

[1] Пичугин С.Б. Спутниковый ретранслятор. Патент № 2673060 Российская Федерация, 2018, бюл. № 33, 12 с.

[2] Пичугин С.Б. Модели массового обслуживания с простейшими потоками для низкоорбитальной спутниковой системы. Известия высших учебных заведений, 2022, № 1, с. 61–70. DOI: https://doi.org/10.18698/05361044-2022-1-61-70

[3] Пичугин С.Б. Абонентская связь в низкоорбитальной спутниковой системе с использованием технологии «MIMO». Матер. 57-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского: сб. ст. Калуга, Эйдос, 2022, с. 225–230.

[4] Пичугин С.Б. Двух- и трехпозиционная логика в бортовом коммутаторе спутника-ретранслятора с функцией маршрутизации низкоорбитальной системы связи. Системы управления беспилотными космическими и атмосферными летательными аппаратами. V Всеросс. науч.-техн. конф.: тез. докл. Тамбов, Юлис, 2022, с. 108–110.

УДК 159.9:629.7

Разработка виртуального ассистента космонавта

Рулев Дмитрий Николаевич Dmitry.Rulev@rsce.ru
РКК «Энергия»

Швед Дмитрий Михайлович d.shved84@gmail.com
ГНЦ РФ ИМБП РАН

Ашманов Станислав Игоревич stasashmanov@yandex.ru
ООО «Лаборатория Наносемантика»

Разрабатывается технология создания и сопровождения виртуального (голосового) ассистента космонавта. Темы взаимодействия космонавта с ассистентом включают: планы работ, бортовые инструкции, логистика и инвентаризация, управление операциями, психологическая поддержка. Планируется отработать учет влияния условий космического полета (микрогравитация, зашумленность, ограниченное пространство, автономность) на частотно-акустические характеристики речи, их идентификацию и распознавание содержания речи. Программное обеспечение ассистента создается на базе информационной системы для разработки интеллектуальных виртуальных ассистентов «Dialog OS» компании ООО «Лаборатория Наносемантика».

Ключевые слова: *голосовой ассистент, темы взаимодействия, условия космического полета, частотно-акустические характеристики речи, распознавание речи*

Введение

Осуществляется подготовка создания виртуального (голосового) ассистента космонавта. Решаемыми задачами являются:

- разработка и отработка сопровождения в полете программного обеспечения виртуального ассистента космонавта, включая тематики: планы работ, бортовые инструкции, логистика и инвентаризация, управление операциями, психологическая поддержка;
- выполнение экспериментальных исследований и отработка учета влияния условий космического полета (микрогравитация, зашумленность, ограниченное пространство, автономность) на частотно-акустические характеристики речи, их идентификацию и распознавание содержания речи.

Методология исследований

Виртуальный ассистент предоставляет космонавту удобный интерфейс к различным информационным материалам, документации и базам данных. Потребность в данной технологии обусловлена как существенной нагрузкой на зрительный анализатор в ходе выполнения космонавтом полетной программы, так и большим объемом используемой на борту информации. В тоже время, в условиях сенсорной депривации и монотонности использование космонавтом аудиальной информации по запросу может составлять существенный резерв психологической поддержки. Частотно-акустические характеристики речи могут изменяться в условиях микрогравитации

(по-разному при нахождении внутри герметичного отсека КА и во входе внекорабельной деятельности), в частности, по причине перераспределения жидких сред (которое затрагивает и речевой аппарат), а также космической болезни движения. На распознавание содержания и идентификацию речи существенно влияет повышенная зашумленность на КА (вследствие работы систем вентиляции) и специфика ограниченного пространства (объема отсеков КА и/или скафандра) [1–3]. В дальнейшем планируется выполнить исследование влияния условий космического полета на геометрические характеристики лица и мимику, окуломоторную активность и коммуникативную жестикуляцию и их идентификацию в системах распознавания [4, 5]. Фактор автономности космонавта в условиях космического полета требует, чтобы вычислительное устройство, решающее указанные задачи, располагалось непосредственно на борту КА, с возможностью передачи файлов между Землей и КА не в режиме реального времени. Программное обеспечение ассистента создается на базе информационной системы для разработки интеллектуальных виртуальных ассистентов «Dialog Operating System» (Dialog OS — далее система) компании ООО «Лаборатория Наносемантика». Система включает в себя всю необходимую функциональность для создания и обучения виртуальных ассистентов [6], позволяющих вести коммуникацию с пользователем в различных текстовых и голосовых каналах. Dialog OS как профессиональная платформа для создания интеллектуальных голосовых и текстовых роботов в веб-интерфейсе обеспечивает:

- эффективное использование управляемого машинного обучения и сценариев диалога;
- работу с произвольными языками;
- визуальный редактор сценариев диалога,
- инструментарий для разметки намерений (цели или задачи запроса) и сущностей (смысловых последовательностей слов);
- коллективную разработку и систему версионирования;
- базы данных, с которыми может работать НЕ программист;
- голосовой ввод сообщений и синтез речи;
- тестирование по ходу разработки;
- систему управления пользователями и правами.

В основе решений по построению автоматизированных диалоговых систем лежит использование специализированного языка лингвистического программирования «Dialog language» (DL). Язык DL дает удобные средства для описания правил ведения диалога (правил и эвристик анализа запроса пользователя и формирования ответа системы). Каждое правило описывает реакцию виртуального собеседника на определенную реплику или класс реплик пользователя. Возможности языка позволяют описывать в Базе данных сложные многоступенчатые конструкции (а не только пары вопрос-ответ).

Данные, описанные на языке DL, формируют Базу знаний ассистента. Для работы Базой знаний используется специальное программное обеспечение — диалоговый процессор. Диалоговый процессор получает на вход очередную реплику пользователя, а на выходе формирует ответ системы. Важной структурной особенностью используемой технологии является независимость данных от алгоритма их обработки. Минимально необходимый набор возможностей системы следующий:

- построение глубоких (множественные пары «вопрос-ответ») диалогов с виртуальным ассистентом, выполнение разветвленных сценариев общения;

- отслеживание контекста и истории текущего диалога, снятие неоднозначности методом уточняющих вопросов, поддержание связности общения и возвращение к исходной теме диалога;
- формирование и использование диалогового профиля собеседника;
- использование в процессе генерации ответа данных внешних (пользовательских) информационных сервисов и баз данных;
- обработка события диалога, в том числе, формирование реакции на неактивность пользователя в течение заданного промежутка времени;
- поддержка словарей, готовых лингвистических модулей, одновременное использование основной и пользовательской баз знаний.

Заключение

В настоящее время выполнена оценка работоспособности программного обеспечения системы на бортовых вычислительных средствах российского сегмента Международной космической станции, выполняется тестирование диалоговых схем и формирование Базы знаний ассистента. Решение поставленных в настоящей работе задач позволит подготовить штатное использование голосовых технологий в космической деятельности.

Литература

[1] Лебедева С.А., Швед Д.М., Гущин В.И. Возможности компьютерного анализа акустических характеристик речи человека-оператора в условиях космического полета. Пилотируемые полеты в космос, 2020, № 3 (36), с. 109–124. DOI: https://doi.org/10.34131/MSF.20.3.109-124

[2] Лебедева С.А., Швед Д.М., Гущин В.И. Предварительные результаты изучения функционального состояния человека-оператора методом анализа акустических характеристик речи в условиях моделируемых факторов космического полета. Авиакосм. и экол. мед., 2019, т. 53, № 2, с. 50–56. DOI: https://doi.org/10.21687/0233-528X-2019-53-2-50-56

[3] Лебедева С.А., Швед Д.М., Федяй С.О. Изучение психофизиологического состояния человека в условиях воздействия моделируемой микрогравитации методом анализа акустических характеристик речи. Авиакосм. и экол. мед., 2020, т. 54, № 2, с. 45–51. DOI: https://doi.org/10.21687/0233-528X-2020-54-2-45-51

[4] Калери А.Ю., Бронников С.В., Рожков А.С., Рулев Д.Н. Способ контроля действий находящегося на борту космического аппарата космонавта. Патент № 2652721 Российская Федерация, 2016.

[5] Калери А.Ю., Бронников С.В., Рожков А.С., Рулев Д.Н. Способ контроля готовности космонавта к выполнению полетных операций. Патент № 2653219 Российская Федерация, 2016.

[6] Ашманов С.И., Сухачев П.С., Зоркий Ф.К. Способ управления диалогом и система понимания естественного языка в платформе виртуальных ассистентов. Патент № 2759090 Российская Федерация, 2020.

УДК 629.786.2:629.7.069

Эскизный проект летающего устройства для перемещения и ориентации полезной нагрузки внутри космической станции

Рулев Дмитрий Николаевич Dmitry.Rulev@rsce.ru
РКК «Энергия»

Бронников Сергей Васильевич sbronnik@mail.ru
РКК «Энергия»

Автайкин Максим Владимирович WSAGA@yandex.ru
МФТИ

Автайкин Сергей Владимирович avtaikin@mail.ru
МФТИ

Носов Данила Сергеевич danila.nosov96@mail.ru
МФТИ

Разработан внешний облик и компоновочная схема летающего устройства для перемещения и ориентации полезной нагрузки внутри герметичного отсека российского сегмента Международной космической станции с использованием существующей ультразвуковой системы позиционирования СКПФ-УМ. Учтено требование широкого диапазона корректировки центра масс итоговой сборки. Разработана электрическая схема питания. Проведен анализ существующих винтомоторных групп на базе бесколлекторных и коллекторных двигателей. Предложен вариант разработки собственных двигателей по заданным характеристикам

Ключевые слова: *беспилотный летательный аппарат, винтомоторная группа, герметичный отсек космической станции, бесколлекторные двигатели, корректировка центра масс, компоновочная схема, эскизный проект*

Введение

В рамках отработки технологий для подготовки к космическому эксперименту «Пилотаж» был проведен анализ технических решений и задач, которые могут решаться с помощью летающих роботов в условиях пилотируемой станции [1]. К таким задачам относится мониторинг окружающей обстановки, поиск объектов, позиционирование различной полезной нагрузки, в том числе для поддержки деятельности космонавтов при проведении работ на космической станции, а также задачи проведения образовательных занятий. При этом малоразмерный летательный аппарат (летающий робот) рассматривается как вспомогательный аппарат, который может решать свою целевую задачу как под управлением космонавта, находящегося непосредственно на борту станции, так и под управлением с Земли или в автоматическом режиме.

Роботы-спутники на космической станции

Анализ технических решений, используемых в летающих роботах-спутниках, уже применяющихся на Международной космической станции (МКС) — SPHERES (Synchronized Position, Hold, Engage, and Reorient Experimental Satellite), Astrobee (pea-

лизуются NASA), Int-Ball (Internal Ball Camera, реализуется JAXA), CIMON (Crew Interactive MObile CompanioN, реализуется ESA) — позволил выделить основные варианты исполнения систем перемещения и поддержания ориентации, прошедшие испытания в рамках экспериментов на МКС.

Эскизный проект

В рамках настоящего эскизного проекта создан внешний облик и компоновочная схема устройства для перемещения и ориентации полезной нагрузки, основной особенностью которой было размещение полезной нагрузки в виде фотоаппарата Nikon D5 и использование ультразвуковой систем позиционирования научной аппаратуры СКПФ-УМ, разработанной в рамках выполнения на российском сегменте (РС) МКС космического эксперимента «Визир» [2–4]. Компоновочная схема устройства включает варианты балансировочных систем для различных вариантов полезных нагрузок, отвечающие одновременно требованиям широкого диапазона корректировки центра масс итоговой сборки и минимального собственного веса, при этом применялись цифровые двойники полезных нагрузок и расчетные модели инерциальных характеристик устройства.

Разработана электрическая схема питания всех элементов устройства и проведено эскизное проектирование системы электропитания на базе аккумуляторных батарей, с учетом двух вариантов компоновки: сменный аккумуляторный блок с последующим размещением его на зарядном устройстве и аккумуляторные батареи, размещенные на элементах конструкции устройства без возможности их замены. Важным аспектом работы является расчет технических характеристик винтомоторных групп открытого и импеллерного типа и подбор возможных схем их взаимного расположения с учетом особенностей перемещения в условиях микро гравитации и безопасного использования устройства внутри герметичного отсека РС МКС. В работе проведен анализ существующих винтомоторных групп на базе бесколлекторных и коллекторных двигателей, а также предложен вариант разработки собственных двигателей по заданным характеристикам.

Использование ультразвуковой систем позиционирования научной аппаратуры СКПФ-УМ накладывает ряд ограничений на быстродействие системы и необходимость учета влияния шума от работы импеллеров на ультразвуковые датчики, что требует дополнительных исследований и проведения испытаний, в связи, с чем предложено внедрение резервного блока малоразмерных датчиков ориентации на базе МЭМС-технологий и оптической системы стереозрения.

Заключение

Настоящий эскизный проект формирует облик разрабатываемого летающего устройства как научной аппаратуры для практической реализации космического эксперимента на РС МКС.

Литература

[1] Рулев Д.Н., Калери А.Ю. Разработка летающего робота для эксплуатации внутри космической станции. Матер. 57-х Научных чтений, посвященных разработке научного наследия и развитию идей К.Э. Циолковского. Калуга, ИП Стрельцов И.А., Эйдос, 2022, ч. 1, с. 230–233.

[2] Бронников С.В., Рожков А.С., Караваев Д.Ю., Рулев Д.Н., Рурин О.С., Калифатиди А.К., Городецкий И.Г. Способ ориентирования перемещаемого в пилотируемом аппарате прибора и система для его осуществления. Патент № 2531781 Российская Федерация, бюл. № 30, 2014.

[3] Бронников С.В., Рожков А.С, Караваев Д.Ю., Рулев Д.Н., Рурин О.С., Калифатиди А.К., Городецкий И.Г. Способ определения географических координат области наблюдения перемещаемой относительно космического аппарата аппаратуры наблюдения, система для его осуществления и устройство размещения излучателей на аппаратуре наблюдения. Патент № 2524045 Российская Федерация, бюл. № 21, 2014.

[4] Бронников С.В., Караваев Д.Ю., Рожков А.С. Исследование технологии и средств привязки изображений земли, полученных на пилотируемом космическом аппарате с помощью свободно перемещаемых камер Космическая техника и технологии, 2016, № 2 (13), с. 105–115.

УДК 519.67

Математическое моделирование процессов сближения и встречи динамических объектов

Самыловский Иван Александрович ivan.samylovskiy@cosmos.msu.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Бирюков Даниил Александрович danikdandy@gmail.com
МГУ имени М.В. Ломоносова

Филиппов Александр Алексеевич alexfilippov20000417@yandex.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Беляков Никита Викторович MSUBelyakovNV@yandex.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Доклад посвящен математическому моделированию процесса сближения двух объектов, совершающих сложное движение в условиях действия гравитационного поля. Объекты характеризуются геометрическими и массово-инерционными характеристиками, в соответствии с которыми в ходе движения могут как состыковаться, так и столкнуться, причем с учетом модели абсолютно упругого удара. Выполнено численное моделирование такого процесса, приведены его результаты.

Ключевые слова: *математическая модель, движение в космическом пространстве, вращательное движение, уклонение от столкновения*

В теории и практике задач терминального и оптимального управления важную роль играют задачи, связанные со сложным движением динамических объектов — твердых тел. Как правило, такие задачи возникают при моделировании безопасного совместного маневрирования [1, 2], избегания столкновений или, напротив, при планировании сближения [3, 4]. Возникает круг вопросов как математического (выбор систем координат, в которых записываются уравнения движения, исследование необходимых и достаточных условий оптимальности процесса и т. д.), так и инструментального характера. К последним вопросам относятся, в частности, настройки списка свойств, изменение которых предполагается отслеживать в ходе процесса моделирования.

В рамках данной работы рассматривается типовая задача моделирования динамики сложного движения двух твердых тел. Каждое из них описывается геометрической структурой (3D модель) и тензором инерции, приведенным к главным осям. Предполагается, что оба тела движутся в поле действия внешних сил, в качестве которых рассматривается гравитация Земли (центральное / нецентральное поле), гравитация Луны, гравитация Солнца либо параметризованное векторное поле («поток», сносящий тело). Ставится задача, во-первых, моделирования совместных маневров двух тел, включая отслеживание их столкновения в рамках модели абсолютно упругого удара, и, во-вторых, задачи управления их сложным движением таким образом, чтобы либо линейные и угловые скорости сравнялись (задача о встрече), либо минимальное расстояние между телами достигало максимума на моделируемом интервале (задача об уклонении).

В простейшем варианте вращательное движение каждого из твердых тел описывается совокупностью кинематических (Пуассона) и динамических (Эйлера) уравнений в предположении о том, что тела движутся в инерциальном пространстве. Поступательное движение также моделируется в инерциальном пространстве с учетом стандартных возмущающих факторов. На первом этапе после задания начальных условий движения проводится расчет траектории сближения и, в случае определения столкновения расчитываются параметры абсолютно упругого удара. Траектория, таким образом, представляет собой «сшивку» участков «до» и «после» удара с непрерывным изменением фазовых переменных — координат и разрывами фазовых переменных — прямоугольных и угловых скоростей. На втором этапе ставится задача определения параметров движения, которые гарантировали бы либо уклонение объектов, либо их встречу с минимальным ударным воздействием. Для уклонения достаточно рассмотреть ограничивающие эллипсоиды обоих тел и поставить задачу поиска максимума минимального расстояния между объектами. Для «стыковки» требуется обеспечить сонаправленность ортов строительных систем координат объектов, минимум расстояния между выбранными осями и минимум квадрата модуля скорости встречи.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № РНФ 21-71-00076).

Литература

[1] Merz J.W. Optimal aircraft collision avoidance. Proc Joint Automatic Control Conf, 1973.

[2] Tarnopolskaya T., Fulton N. Optimal Cooperative Collision Avoidance Strategy for Coplanar Encounter: Merz's Solution Revisited. J Optim Theory and Appl, 2009, app. 140 (2), pp. 355–375. DOI: https://doi.org/10.1007/s10957-008-9452-9

[3] Стрелкова Н.А. Применение кватернионов к исследованию оптимального по быстродействию кинематического управления стыковкой твердых тел. Вестник Пермского университета. Математика. Механика. Информатика, 2013, № 2 (21), с. 66–72.

[4] Голубев Ю.Ф., Яскевич А.В. Компьютерное моделирование динамики стыковочных механизмов центрального типа для космических аппаратов. Препринты ИПМ, 2019, № 89, 40 с. DOI: https://doi.org/10.20948/prepr-2019-89

УДК 519.6

Задачи моделирования и управления, связанные с планированием работы группировки космических аппаратов

Самыловский Иван Александрович ivan.samylovskiy@cosmos.msu.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Филиппов Александр Алексеевич alexfilippov20000417@yandex.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Абрамова Варвара Владимировна ruvasha@yandex.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Сазонов Василий Викторович sazonov@cosmos.msu.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Царегородцев Андрей Юрьевич tsaregorodtsevandrej@yandex.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Богачева Анастасия Евгеньевна bogachyova.anastasi@yandex.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Морозов Сергей Сергеевич morozovss@hotmail.com
МГУ имени М.В. Ломоносова

Комаровский Александр Юрьевич alexfeed1407@gmail.com
МГУ имени М.В. Ломоносова

Солдатов Игорь Александрович igor.soldatov@gmail.com
МГУ имени М.В. Ломоносова

Рассмотрен набор задач, связанный с комплексным моделированием группировки космических аппаратов (и вообще динамических объектов) и включающий, во-первых, кооперативное уклонение от столкновений, и, во-вторых, планирование съемки целевых объектов и сброса результатов работы на пункты приема. Исходными данными для обоих задач являются начальные условия движения и позиции объектов съемки, далее используются методы решения краевых задач и мультиагентного моделирования соответственно.

Ключевые слова: *математическое моделирование, оптимальное управление, дистанционное зондирование, уклонение от столкновения*

Явный тренд на использование многоспутниковых группировок предъявляет требования к поиску новых и совершенствованию имеющихся методов управления. Двумя классическими областями исследования являются методы, основанные на исследовании группировки как набора динамических объектов (в частности, такие методы позволяют решать задачи уклонения от столкновений по аналогии с задачами диспетчеризации авиационного и морского транспорта, см. [1, 2] и, например, [3] как пример приложения к космической тематике) и как набора «агентов» (см., например, [2, 4, 5]). Агентный метод доказал свою масштабируемость и адаптивность, что очень важно при появлении новых заявок на съемку и сброс, выходе из строя элементов группи-

ровки и т. д. С другой стороны, в качестве входных данных агентный метод требует предрасчитанных «конфигураций» съемки, на основе которых проводится разрешение потенциальных конфликтов. Кроме того, агентный метод, конечно, находит лишь «субоптимальное» решение, что, однако, компенсируется скоростью работы. Методы, основанные на теории управляемых систем, могут претендовать на поиск как минимум удовлетворяющих необходимым условиям оптимальности режимов работы, но сталкиваются с трудностями при масштабировании (для «честного» качественного исследования приходится ставить задачу большой размерности и выписывать соответствующий функционал) и при изменении списка задач.

В рамках настоящей работы ставится задача применения обоих подходов для комплексного планирования работы типовой космической системы. Имеется набор управляемых объектов (малые спутники) и набор объектов космического мусора. Малые спутники должны, во-первых, обеспечить уклонение от столкновений с элементами мусора и при этом избежать столкновения друг с другом, и, во-вторых, обеспечить съемку целевых объектов и сброс информации на наземные пункты в соответствии с запросом на работу системы. Движение центров масс спутников и элементов космического мусора моделируется, соответственно, управляемыми и неуправляемыми системами дифференциальных уравнений (начальные условия движения могут быть получены в том числе заданием модельных кеплеровских орбит или загрузкой типовых наборов файлов TLE). Для спутников ставится задача поиска минимума взвешенного функционала — «свертки» локальных максиминных критериев в парах «спутник —спутник» и «спутник — космический мусор». После вычисления управлений, обеспечивающих уклонение от столкновения, на полученных траекториях — сшивках участков активного и пассивного движения проводится расчет потенциальных окон съемки и сброса, которые отправляются на вход программе мультиагентного планирования, осуществляющей распределение этих «заказов». Приводятся примеры расчетов для «типовых» конфигураций космической системы, для различных вариантов расположения станций приема и объектов съемки на поверхности планеты.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 21-71-00076).

Литература

[1] Merz J.W. Optimal aircraft collision avoidance. Proc Joint Automatic Control Conf, 1973, pp. 449–454.

[2] Tarnopolskaya T. et al. Synthesis of optimal bang-bang control for cooperative collision avoidance for aircraft (ships) with unequal linear speeds. Journal of Optimization Theory and Applications, 2012, vol. 155 (1). DOI: https://dpi.org/10.1007/s10957-012-0049-y

[3] Samylovskiy I. et al. Stationarity conditions in optimal control problems class related to dynamical objects group control. 2022 UKACC 13th International Conference on Control (CONTROL), IEEE, 2022.

[4] Скобелев П.О. и др. Планирование целевого применения группировки космических аппаратов дистанционного зондирования Земли с использованием мультиагентных технологий. Известия ЮрФУ. Технические науки, 2018, № 10 (171), с. 60–70.

[5] Скобелев П.О. и др. Планирование сеансов связи между микроспутниками и сетью наземных станций с использованием мультиагентных технологий. Онтология проектирования, 2014, № 2 (12), с. 92–100.

УДК 519.67

Программно-математическая модель космического аппарата как многомодульной структуры

Самыловский Иван Александрович ivan.samylovskiy@cosmos.msu.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Царегородцев Андрей Юрьевич tsaregorodtsevandrej@yandex.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Филиппов Александр Алексеевич alexfilippov20000417@yandex.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Беляков Никита Викторович MSUBelyakovNV@yandex.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Богачева Анастасия Евгеньевна bogachyova.anastasi@yandex.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Сазонов Василий Викторович sazonov@cosmos.msu.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Комаровский Александр Юрьевич alexfeed1407@gmail.com
МГУ имени М.В. Ломоносова

Морозов Сергей Сергеевич morozovss@hotmail.com
МГУ имени М.В. Ломоносова

Одним из естественных шагов для усложнения простейшей модели сложного движения космического аппарата, включающей блоки, описывающие поступательное и вращательное движение, является рассмотрение объекта как совокупности структурных и функциональных модулей. В докладе рассматривается вариант такого рассмотрения, представляющих собой надстройку над средой моделирования MIDE, и приводятся примеры его применения как для космического аппарата, так и для многомодульной орбитальной станции.

Ключевые слова: *баллистико-навигационное обеспечение, математическое моделирование высокоскоростного соударения, орбитальная станция, движение центра масс, вращательное*

На сегодняшний день обязательным требованием к проектированию спутников различного назначения является системный подход, при котором сам спутник является, во-первых, иерархически организованной системой [1, 2], элементы которой характеризуются как минимум своими массо-габаритными, кинематическими и динамическими свойствами, и, во-вторых, частью системы, включающей в ходе срока активного существования как минимум наземный и космический сегменты. Как на этапе проектирования, так и на этапе эксплуатации обязательным является применение таких программных комплексов как STK, FreeFlyer, GMAT и т. д., охватывающих различные аспекты комплексного моделирования космической системы в целом. Разработка программно-математических инструментов, позволяющих работать с редактируемым составом объектов моделирования и предоставляющих как минимум функциональ-

ность «интегрированной среды разработки» для баллистика, по-прежнему является востребованной областью деятельности.

Целью настоящей работы является исследование возможностей программного комплекса MIDE [3, 4], разработанного факультетом космических исследований, в области комплексного моделирования работы космических аппаратов, включая орбитальные станции. При таком моделировании, наряду с использованием верифицированных моделей движения центра масс и вращательного движения, важной является поддержка возможности моделирования объекта как иерархической структуры, например, космического аппарата как совокупности блока полезной нагрузки и блока служебных систем, каждый из которых, в своб очередь, делится на соответсвующие подсистемы. Особенный интерес представляет такая возможность для моделирования многомодульных станций, подобных МКС и перспективной РОСС.

Программный комплекс MIDE в базовом варианте рассматривает виртуальный «мир» как совокупность физических объектов (планеты, звезды, наземные станции с установленными на них сенсорами и космические аппараты с установленными на них сенсорами). К каждому из физических объектов привязываются «источники данных» о положении и ориентации (ими служат файлы данных, системы уравнений движения, наборы орбитальных элементов либо телеметрия) и настраиваемый набор «абстрактных объектов»: векторы, углы, плоскости и т. д., включая, например, ориентацию, заданную относительно системы координат, совершающей сложное движение относительно другой системы координат.

В рамках данной работы комплекс был дополнен функциональностью, позволяющей «собирать» участвующие в моделировании объекты из отдельных блоков. Типичным примером использования подобного подхода является моделирование работы полезной нагрузки КА таким образом, чтобы оператор, работая со всеми составными частями как с полноценными объектами, мог настраивать их параметры, «огрубляя» второстепенные для целей моделирования объекты. Приводятся примеры использования такого подхода для следующих вариантов моделирования: 1) космический аппарат с оптической полезной нагрузкой, организованный как многоуровневая система и допускающий моделирование поступательного и вращательного движения; 2) многомодульная станция (РОСС), допускающая настройку состава, поворотов солнечных батарей, расположения модулей и сенсоров и допускающая исследование типовых вариантов работы на различных типах орбит.

РНФ 21-71-00076

Литература

[1] James R. Wertz et al. Space mission engineering: the new SMAD. Space Technology Library, 2015, vol. 28.

[2] Фортескью П. и др. Разработка систем космических аппаратов. Москва, Альпина Паблишер, 2017.

[3] Самыловский И.А. и др. Моделирование многоспутниковых группировок космических аппаратов различного назначения. 18-я конф. молодых ученых «Фундаментальные и прикладные космические исследования»: сб. тр. Москва, ИКИ РАН, 2022.

[4] Самыловский И.А. и др. Моделирование радиолинии «наземный пункт — космический аппарат» в задачах проектирования миссий. 18-я конф. молодых ученых «Фундаментальные и прикладные космические исследования»: сб. тр. Москва, ИКИ РАН, 2022.

УДК 519.6

Численное исследование устойчивости орбит космических аппаратов в окрестностях Луны

Самыловский Иван Александрович ivan.samylovskiy@cosmos.msu.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Беляков Никита Викторович MSUBelyakovNV@yandex.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Абрамова Варвара Владимировна ruvasha@yandex.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Филиппов Александр Алексеевич alexfilippov20000417@yandex.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Сазонов Василий Викторович sazonov@cosmos.msu.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Царегородцев Андрей Юрьевич tsaregorodtsevandrej@yandex.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Богачева Анастасия Евгеньевна bogachyova.anastasi@yandex.ru
МГУ имени М.В. Ломоносова

Рассматривается задача моделирования движения космического аппарата на различных типах окололунных орбит под действием таких факторов как гравитационное поле Луны и Земли, притяжение к Солнцу и планетам-гигантам. Исследуется поведение параметров орбиты на различных интервалах времени. Целью является адаптация программной платформы моделирования космических систем к различным моделям гравитационных возмущений.

Ключевые слова: *математическое моделирование, небесная механика, возмущенное движение, окололунная орбита*

Баллистическое проектирование перспективных миссий к планетам Солнечной системы [1] и спутниковых систем для развертывания за пределами околоземного пространства [2] требует численно-аналитического исследования свойств проектируемых систем, включая устойчивость орбиты, моделирование покрытия, а также комплексное моделирование работы космического аппарата (аппаратов) в условиях действия возмущающих факторов. Примером таких исследований является работа [3], посвященная моделированию на долгосрочных интервалах динамики центра масс окололунного спутника с учетом модели, включающей селенопотенциал, притяжение Земли и Солнца, а также световое давление.

Настоящая работа является развитием деятельности баллистического центра факультета космических исследований МГУ в области разработки специального программного обеспечения — функционального аналога Agi STK и, в то же время, развитием работы [4], посвященной поиску терминальных и оптмальных коррекций траекторий перелета космических аппаратов в системе «Земля-Луна». Основная задача — комплексное моделирование динамики центра масс космических аппаратов различно-

го назначения на различных типах окололунных орбит (в основном — околополярных) в рамках моделей возмущающих факторов, включающих как «точечные» модели гравитационных полей планет, так и модели, описываемые набором коэффициентов разложения гравитационного потенциала. Для решения этой задачи программный комплекс MIDE [4] дополнен функциональностью по чтению файлов формата .grv для сравнения различных моделей гравитационных потенциалов планет.

Диаграмма возмущающих факторов для движения центра масс включает в себя следующие элементы: настраиваемый список притягивающих центров с редактируемыми гравитационными параметрами, файлы .grv для ближайших притягивающих центров, а также модель светового давления. Предполагается, что космический аппарат стабилизирован относительно выбранной системы координат, при этом сама система координат также редактируема, ее выбор не ограничен абсолютной инерциальной СК и орбитальной СК, что позволяет моделировать сложное движение, а также кинематику вращения при перестроении космического аппарата между объектами исследования.

Для околополярной орбиты рассматривается стандартный вариант модельной системы, а именно снабженный оптическим сенсором спутник дистанционного зондирования Луны, для которого при выбранных начальных параметрах орбиты проводится численное моделирование эволюции орбиты на выбранном временном интервале с учетом различных возмущающих факторов с целью выяснения времени жизни, стабильности орбитальных элементов и т. д. Одновременно проводится построение покрытия для выбора предпочтительных для достижения целей миссии вариантов орбиты.

Также проводится численное построение траектории перелета с околоземной на выбранную окололунную орбиту с использованием аппарата краевых задач. Для этой цели комплекс MIDE дополнен функциональностью по пользовательскому заданию цепочек маневров коррекции траектории КА, включающих как импульсные маневры, так и активные участки.

Исследование выполнено за счет гранта Российского научного фонда (проект № 21-71-00076).

Литература

[1] Боровин Г.К. и др. Баллистико-навигационное обеспечение полетов автоматических космических аппаратов к телам Солнечной системы. Химки, НПО им. С.А. Лавочкина, 2018, 336 с.

[2] Ельников Р.В. Проектно-баллистический анализ развертывания группировки спутников связи на окололунных орбитах. Исследования наукограда, 2014, № 1, с. 32–37.

[3] Попандопуло Н.А. и др. Численное моделирование динамики искусственных спутников Луны. Астрономический вестник, 2022, т. 56, № 4, с. 266–284. DOI: https://doi.org/ 10.31857/S0320930X22040077

[4] Самыловский И.А. и др. Моделирование коррекций траекторий космических аппаратов с использованием среды разработки космических миссий. Фундаментальные и прикладные космические исследования. 18-я Конф. молодых ученых: сб. тр. Москва, ИКИ РАН, 2022.

УДК 521.1

Баллистический сценарий перспективной миссии по исследованию спутников Нептуна Тритона и Нереиды

Симбирев Никита Андреевич nikita.simbiryow@yandex.ru
ИКИ РАН

Эйсмонт Натан Андреевич natan-eismont@yandex.ru
ИКИ РАН

Суханов Александр Александрович sasha.su2@hotmail.com
ИКИ РАН

Зубко Владислав Александрович werrert2014@yandex.ru
ИКИ РАН

Федяев Константин Сергеевич ksfedyaev@gmail.com
ИКИ РАН

Рассмотрены возможные сценарии перелета к спутникам Нептуна Тритону и Нереиде. Демонстрируются схемы перелета с использованием гравитационного маневра у Юпитера и двигателей малой тяги. Показан сценарий, позволяющий провести в рамках одной миссии изучение с близкого расстояния обоих спутников. Наиболее обещающая схема перелета включает пролет Нереиды на дистанции 10 000 км и дальнейший перелет к Тритону с выходом на его орбиту. Показано, что при начальной массе аппарата 800 кг и длительности миссии 14,4 лет суммарные затраты рабочего тела составят не более 340 кг. Полученные результаты обеспечиваются применением ионной двигательной установки с удельным импульсом 6000 с и тягой 0,42 Н.

Ключевые слова: *Тритон, Нереида, Нептун, электрореактивная двигательная установка, гравитационные маневры*

В настоящий момент объем существующей информации о Нептуне и его спутниках недостаточен для понимания процессов их формирования и эволюции. В связи с этим присутствует насущная потребность в осуществлении новых космических миссий к планетам-гигантам с детальным исследованием их спутников. Данная работа фокусируется на исследовании спутников Нептуна Тритона и Нереиды. Эти спутники остаются одними из наименее изученных планетных спутников. Тритон — крупнейший спутник Нептуна и один из крупнейших в Солнечной системе, представляет значительный научный интерес: до настоящего момента остаются мало изученными природа его обширных полярных шапок, его геологическая активность, возможность существования под поверхностью спутника океана жидкой воды, а так же состав и происхождение собственной атмосферы. Также это единственный известный планетный спутник, движущийся по своей орбите в ретроградном направлении. Предполагается, что Тритон — это захваченный объект, который первоначально сформировался, как и Плутон, как независимый ледяной карлик во внешней Солнечной системе. В какой-то момент ранней истории Нептуна орбита Тритона вокруг Солнца могла привести его слишком близко к планете-гиганту. Газовое сопротивление в расширенной атмосфере Нептуна замедлило Тритон, а приливное взаимодействие спутника и планеты-гиганта перевело Тритон на круговую ретроградную орбиту [1].

Не менее интересна с научной точки зрения Нереида — третий по величине спутник Нептуна, имеющий орбиту с большим эксцентриситетом. Спектральный анализ Нереиды показал, что она сформировалась из протопланетного диска Нептуна и была одним из его регулярных спутников. Текущая странная орбита Нереиды — с наибольшим эксцентриситетом среди всех известных спутников — подтверждает гипотезу о том, что Тритон был захвачен гравитацией Нептуна и серьезно разрушил первоначальную систему его спутников.

Единственное в истории наблюдение Тритона и Нереиды с близкого расстояния было осуществлено в 1989 году аппаратом «Вояджер-2» во время облета Нептуна, при этом Тритон наблюдался с расстояния 40 тыс. км, было обследовано около 40 % поверхности спутника. Нереида наблюдалась «Вояджером-2» с расстояния около 4,7 млн. км, при этом удалось сделать лишь несколько снимков низкого разрешения. В настоящее время предлагается ряд миссий к Тритону (Neptune Odyssey, Trident, Triton Hopper), которые находятся на различных этапах разработки. Отдельных миссий по изучению Нереиды не планируется.

Перелет к Нептуну и его спутникам может быть осуществлен по различным схемам в зависимости от даты старта, типов используемых двигателей, целей и особенностей миссии. В данной работе показаны схемы перелета с использованием гравитационного маневра у Юпитера и электроракетных двигателей. Редкое взаиморасположение Нептуна и Юпитера в начале 2030-х годов позволит совершить гравитационный маневр вокруг Юпитера на пути к Нептуну, тем самым существенно сократив время полета и необходимый запас топлива [2]. Основной сценарий перелета включает пролет Нереиды на расстоянии 10 тыс. км и дальнейший перелет к Тритону с выходом на его орбиту. Сам сценарий можно разделить на 2 этапа: перелет к Нептуну и маневрирование в сфере действия Нептуна. Первый этап состоит из старта с низкой околоземной орбиты, разгона космического аппарата по спиральной траектории до отлетной от Земли скорости, перелет к Юпитеру и гравитационный маневр в сфере его действия, переводящий аппарат на траекторию полета к Нептуну. Основной задачей на данном этапе является выбор начальных параметров и траектории полета, удовлетворяющих ограничениям по времени и расходу рабочего тела [3]. На втором этапе, состоящем из спирального торможения у Нептуна, пролета Нереиды и сближения КА с Тритоном, решается проблема обеспечения изучения с близкого расстояния обоих спутников [4]. Показано, что при начальной массе аппарата 800 кг и длительности миссии 14,4 лет суммарные затраты рабочего тела составят не более 340 кг. Данные результаты получены с использованием ионной двигательной установки с удельным импульсом 6000 с и тягой 0,42 Н. Также найдены возможные окна запуска, проведено сравнение по продолжительности перелета, суммарным энергетическим затратам и возможной массе аппарата.

Литература

[1] Miner E.D. Triton. Encyclopædia Britannica. URL: https://www.britannica.com/place/Triton-astronomy (accessed November 15, 2022).

[2] Суханов А.А. Астродинамика. Москва, ИКИ РАН, 2010, 202 с.

[3] Леб Х.В., Могулкин А.И., Обухов В.А., Петухов В.Г., Попов Г.А. Анализ многоразового лунного транспортного корабля, использующего ядерную энергетическую установку. Москва, Наука, 2021, 25 с.

[4] Суханов А.А. Простые соотношения для расчета спиральных траекторий космических аппаратов с малой тягой. Москва, ИКИ РАН, 1997, 25 с.

УДК 533.6.011.32

Методика проведения экспериментальных исследований в аэродинамической трубе с использованием крупномасштабной модели

Слободянюк Дмитрий Михайлович slob.dima@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Луценко Александр Юрьевич lutsenko@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Назарова Динара Камилевна dknazarova@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Михайлов Максим Викторович mvmikhaylov1987@gmail.com
РКК «Энергия»

Калугин Владимир Тимофеевич kaluginvt@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Рассматривается методика подготовки и проведения экспериментальных исследований по определению аэродинамических характеристик конструктивного элемента крупномасштабной модели возвращаемого аппарата, представляющего собой крышку люка парашютного контейнера, в условиях интерференции в дозвуковой аэродинамической установке с малой рабочей частью. Проведено численное моделирование обтекания полномасштабной модели возвращаемого аппарата, в вычислительном пакете FlowVision. Показан пример реализации предлагаемой методики.

Ключевые слова: *аэродинамические характеристики, аэродинамическая труба, возвращаемый аппарат, крышка люка парашютного контейнера, математическое моделирование, FlowVision*

Введение

На завершающем этапе полета возвращаемого аппарата (ВА) для уменьшения поступательной скорости используется парашютная система, ввод которой осуществляется при отстреле крышки люка парашютного контейнера (КЛПК) [1]. После отделения такого элемента при близком его расположении относительно поверхности ВА в потоке возникают интерференционные эффекты. Для определения траекторий отделения КЛПК от ВА необходимо корректно определять его аэродинамические характеристики (АДХ) вблизи аппарата. Поскольку отделяемые конструктивные элементы малы по сравнению с размером ВА, эксперименты на аэродинамических установках с ограниченной рабочей частью при соблюдении необходимого загромождения (5–10 %) не дают достоверных результатов ввиду малости величин аэродинамических сил, действующих на конструктивный элемент, и большому влиянию поддерживающих устройств, а проведение экспериментальных исследований на крупномасштабных моделях в аэродинамических трубах (АДТ) с большой рабочей частью требует значительных финансовых затрат. В качестве решения данной проблемы предлагается методика подготовки и проведения аэродинамического эксперимента с использовани-

ем крупномасштабных моделей в условиях аэродинамической установки с ограниченной (малой) рабочей частью.

Методика проведения исследования

Методика проведения экспериментальных исследований по определению АДХ КЛПК с учетом интерференции в АДТ с малой рабочей частью состоит в выборе конфигурации модели ВА обеспечивающей поле скорости и параметров потока вблизи нее, соответствующих обтеканию полномасштабного ВА. Такой выбор проводится путем проведения предварительных параметрических исследований с использованием численного моделирования.

Для реализации методики в первую очередь требуется провести математическое моделирование обтекания полномасштабного ВА и получить поле распределения скорости и параметров потока вблизи него. В процессе численного моделирования задается критерий проведения физического эксперимента: максимально допустимая площадь загромождения рабочей части аэродинамической трубы, обеспечивающая получение достоверного значения аэродинамической силы, действующей на КЛПК. Далее выполняются параметрические исследования влияния геометрических параметров модели ВА (или ее части) с учетом заданного критерия на структуру течения вблизи нее и выбирается конфигурация с наилучшим согласованием полей параметров потока со случаем обтекания полномасштабного ВА. На конечном этапе проводится физический эксперимент с выбранной моделью ВА и подтверждаются результаты численного моделирования.

Реализация методики

Проведено численное моделирование обтекания полномасштабной модели ВА в вычислительном пакете FlowVision. По результатам обтекания получено поле распределения скорости в плоскости симметрии ВА, а также эпюры распределения параметров потока в выбранных контрольных сечениях вблизи поверхности аппарата. Затем было проведено моделирование течения газа в рабочей части АДТ Т-500 МГТУ им. Н.Э. Баумана с учетом течения в сопле и диффузоре. Граничные условия задавались таким образом, чтобы скорость в ядре потока рабочей части составляла $V_\infty = 30$ м/с.

Далее проводился выбор геометрических параметров модели ВА, отвечающих требованиям проведения эксперимента в АДТ с ограниченной рабочей частью для получения достоверных АДХ конструктивного элемента. Требованием являлось максимально допустимое загромождение рабочей части АДТ. Для тел сегментально-конической формы данная величина должна составлять не более 5 % [2]. Поскольку отделяемый конструктивный элемент значительно меньше по размеру, чем корпус аппарата, помимо целой модели ВА был рассмотрен вариант размещения полумодели ВА на плоской поверхности. Критерием выбора геометрических параметров модели являлось наилучшее согласование полученных полей распределения параметров потока в контрольных сечениях при численном моделировании свободного обтекания ВА с полями потока, полученными при численном моделировании локального поля течения в условиях АДТ. Такими параметрами были масштаб модели (полумодели) ВА и ее положение в рабочей части, т. е. расстояния Δx и Δy от среза сопла до носка ВА. В результате параметрических исследований выбрана полумодель ВА необходимого масштаба, расположенная на плоской пластине у нижней границы сопла АДТ.

Затем для проведения аэродинамического эксперимента на 3D — принтере методом селективного лазерного спекания были изготовлены исследуемые модели: полумодель ВА, которая в дальнейшем размещалась на плоской пластине, и модель КЛПК, дальнейшее расположение которой предусматривалось на боковой державке.

Для подтверждения выбора модели ВА был проведен эксперимент по исследованию полей распределения параметров потока вблизи модели, результаты которого сравнивались с данными численного моделирования [3]. Получено удовлетворительное согласование. Затем был проведен эксперимент по определению АДХ КЛПК с учетом аэродинамической интерференции. При определении АДХ перемещение крышки осуществлялось по вертикали в плоскости, соответствующей конструктивному положению КЛПК на ВА. Численное определение АДХ КЛПК происходило при моделировании обтекания полумодели ВА как с учетом границ рабочей части АДТ, так и в свободном потоке [4]. После выхода КЛПК из застойной зоны и при дальнейшем ее удалении от ВА наблюдается согласование расчетных и экспериментальных данных с разницей не более 2 %. В ходе проведения эксперимента в АДТ получены структуры течения при помощи визуализации с помощью генератора дыма и подсветки плоскости симметрии лазерным ножом, которые согласуется со структурами, полученными при численном моделировании.

Выводы

Предложена методика проведения эксперимента по определению АДХ конструктивного элемента крупномасштабной модели ВА в условиях интерференции в дозвуковой аэродинамической установке с малой рабочей частью. В результате предварительного численного моделирования исследовано обтекание полномасштабного ВА и выбраны геометрические параметры экспериментальных моделей с наилучшим согласованием полей скоростей с обтеканием натурного ВА. Проведены экспериментальные исследования по определению параметров потока вблизи модели ВА. Рассчитаны АДХ КЛПК при совместном обтекании с предварительно выбранной моделью ВА. Получено согласование численных и экспериментальных данных.

Литература

[1] Аксенов А.А. и др. Компьютерное моделирование течения и относительного движения возвращаемого аппарата и крышки люка парашютного контейнера в процессе их разделения на участке спуска. Космическая техника и технологии, 2015, № 2, с. 39–50.

[2] Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Слободянюк Д.М. Влияние интерференционных эффектов на аэродинамические характеристики возвращаемого аппарата и конструктивные элементы парашютной системы при их разделении. Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2020, № 10 (727), с. 54–64.

[3] Калугин В.Т., Луценко А.Ю., Слободянюк Д.М. Исследование аэродинамических характеристик различных конструкций крышки люка парашютного контейнера при отделении от возвращаемого аппарата. Известия высших учебных заведений. Машиностроение, 2022, № 2 (743), с. 65–74.

[4] Буй В.Т. Методика переноса результатов модельных испытаний в аэродинамической трубе малых скоростей с открытой рабочей частью на условия свободного потока. Аэрокосмический научный журнал, 2015, т. 1, № 04, с. 37–50.

УДК 629.786

Парирование сверхмалой утечки атмосферы пилотируемого космического комплекса

Спирин Александр Иванович ais615@yandex.ru
РКК «Энергия»

Рассматривается проблема поиска повреждения оболочки пилотируемых космических комплексов, сопровождающихся потерей атмосферы жилых отсеков. Атмосфера пилотируемых космических комплексов аналогична земной, как по давлению, так и по газовому составу. Сохранность атмосферы пилотируемых космических комплексов обеспечивается герметичной оболочкой корпуса, выполненной из алюминиевого сплава. Между модулями, а также между отсеками модулей имеются люки, которые при необходимости могут закрываться и, там самым, создавать изолированные объемы. Особое внимание уделено локализации повреждений при обнаружении сверхмалой течи.

Ключевые слова: *разгерметизация, поиск утечки атмосферы, пилотируемый космический комплекс, течеискатель*

Современные пилотируемые космические комплексы (ПКК) представляют собой сборные конструкции из орбитальных модулей, внутренние объемы которых создают единое жизненное пространство для находящихся на борту экипажей [1]. Очевидно, что безопасность пребывания экипажа на борту ПКК зависит от стабильности давления в жилых отсеках. В силу особой важности контроль давления выполняется в непрерывном режиме средствами бортовой диагностики. Спад давления с темпом больше допустимого является признаком разгерметизации, о чем автоматика незамедлительно информирует экипаж, который предпринимает действия по локализации повреждения оболочки. Такой тип нештатных ситуаций относится к расчетным, а действия по парированию регламентируются эксплуатационной документаций [2].

В зависимости от темпа падения давления и возможных последствий различают взрывную, быструю и медленную разгерметизацию, распознаваемые средствами бортовой диагностики, а также сверхмалую утечку, распознаваемую аналитическими и статистическими методами.

При выявлении разгерметизации экипаж приступает к поиску места повреждения оболочки с точностью до отсека последовательным закрытием люков. Прекращение падения давления в основной части ПКК с одновременным ускорением спада давления в очередном изолированном отсеке служит признаком его негерметичности и экипаж при наличии возможности входит в отсек для определения и изоляции места течи [3, 4].

Поиск места течи может выполняться экипажем органолептическими и инструментальными методами. Для этого проводится визуальный осмотр поверхности оболочки отсека в сочетании с прослушиванием и фиксацией звука истекающего воздуха (шипения). Также для определения места течи могут использоваться компактные течеискатели различных типов.

Анализ известных случаев разгерметизации ПКК показал, что органолептические методы поиска места утечки наиболее эффективны в случаях взрывной, быстрой и медленной разгерметизации, когда экипаж, опираясь на собственные наблюдения и ощущения, определяет место утечки, а применение течеискателя позволяет ускорить определение его местонахождения.

В случае сверхмалой течи применение органолептических и инструментальных методов по причине их недостаточной чувствительности не всегда может быть успешным, вследствие чего для локализации повреждения могут применяться специальные методы, среди которых:

- установка герметичных куполов над частями оболочки, предположительно имеющими повреждения;
- размещение в изолированном отсеке свободнолетающих частиц с последующим контролем их группового осаждения;
- анализ движения свободнолетающих частиц в изолированном объеме и др.

Исследование проблемы парирования сверхмалой утечки атмосферы ПКК показало, что требуется разработка методических рекомендаций экипажу по поиску микроповреждений оболочки, учитывающих наличие и направление движения струй газа в негерметичном отсеке, воздействие на свободнолетающие частицы указанных струй газа и сил инерции при полете ПКК в орбитальной ориентации. Также требуется разработка специальных течеискателей, имеющих необходимую чувствительность для обнаружения истечения малых масс газа в вакуум и находящихся внутри контролируемого на герметичность отсека ПКК.

Литература

[1] Space Station Assembly. URL: https://www.nasa.gov/mission_pages/ station/structure/elements/ space-station-assembly (accessed November 29, 2022).

[2] Соловьев В.А., Лысенко Л.Н., Любинский В.Е. Управление космическими полетами: в 2 ч. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2010, ч.2, 426 с.

[3] Спирин А.И., Николаева О.А. Методические подходы к парированию аварийных ситуаций на международной космической станции. Космическая техника и технологии, 2020, № 1 (28), с. 48–59. DOI: https://doi.org/10.33950/spacetech-2308-7625-2020-1-48-59

[4] Николаева О.А., Спирин А.И. Концепция парирования аварийных ситуаций на МКС с двумя кораблями-спасателями (на примере разгерметизации). Актуальные проблемы российской космонавтики. Труды XXXV Академических чтений по космонавтике: сб. тез. Москва, Комиссия РАН по разработке научного наследия пионеров освоения космического пространства, 2011, с. 404–405.

УДК 629.78

Проектно-баллистический анализ исследовательской миссии к спутнику Юпитера Каллисто

Старостина Татьяна Владимировна samara-tanya2000@mail.ru
Самарский университет

Ковалёв Вадим Владимирович vadkovalev97@mail.ru
Самарский университет

Лю Юнькай lykkk99kk@163.com
Самарский университет

Бай Вэйчен starostin_vladimir@mail.ru
Самарский университет

Цай Шэндоу lunoshod-1@mail.ru
Самарский университет

WU KUNXU 2021-04451@students.ssau.ru
Самарский университет

Представлены результаты исследования, на основании которых сформирована проектная модель орбитального и посадочного модулей космического аппарата и проведено моделирование движения для полета к спутнику Юпитера — Каллисто. Разработана математическая модель для расчета межпланетного перелета космического аппарата, с применением гравитационного маневра Земля–Земля. Оценена минимальная необходимая тяга двигателей и длительность маневра мягкой посадки космического аппарата с заданной массой на спутник. Моделирование движения проводилось численно, в математическом пакете Mathcad, построены все необходимые для анализа движения графические зависимости.

Ключевые слова: *космический аппарат, межпланетный перелет, гравитационный маневр, математическое моделирование, кусочно-коническая аппроксимация, посадка*

Юпитер имеет 79 спутников, одним из них является Каллисто. Он второй по величине среди всех естественных спутников планеты. Каллисто находится в синхронном вращении с Юпитером. Спутник имеет форму шара и по своим характеристикам очень схож с Луной. На нем огромное количество метеоритных кратеров, а также большое количество водяного пара, однако поверхность Каллисто темная, скорее всего, она загрязнена пылью и различными примесями. Температура на спутнике может повышаться до 150 К, но быстро понижается после захода Солнца. Совсем недавно ученые предположили, что на поверхности естественного спутника Юпитера Каллисто, возможно, есть солевой океан, который может лежать под ледовой корой. В связи с этими событиями, изучение поверхности спутника является крайне интересной задачей.

Целью данного исследования является проектирование космического аппарата (КА) и расчет его движения от выхода из сферы действия Земли до посадки на спутник Юпитера Каллисто с минимальными энергетическими затратами. Для прямого перелета к Юпитеру необходима ракета-носитель с характеристической скоростью

выше 16 км/с (например, Falcon Heavy). В исследовании была реализована баллистическая схема перелета с использованием гравитационного маневра Земля–Земля и найдена траектория, обеспечивающая минимальные затраты рабочего тела на гелиоцентрический перелет. Использование гравитационного маневра позволит использовать для запуска КА ракету-носитель среднего класса, например Союз-5.

Выбранная схема проведения исследований предполагает, что исследовательский КА будет разделен на орбитальный и спускаемый модули. Основной, орбитальный, модуль будет использоваться для передачи информации на Землю, а также для картографирования поверхности и изучении пространства вблизи Каллисто, посадочный модуль предназначен для исследований на поверхности.

Головной модуль посадочного модуля КА имеет массу 21,48 кг, а нижнего модуля (двигательная установка) — 62,7 кг. На нем располагаются 4 двигателя с тягой 10 Н каждый. В соответствии с задачами миссии определена масса научных приборов посадочного модуля, составившая 6,47 кг.

Этап посадки космического аппарата рассматривается в однородном поле силы тяжести Каллисто. В качестве допущений принимается, что на КА действуют только силы тяги двигательной установки и притяжения. Движение рассматривается в плоскости орбиты ожидания в связанной системе координат. Процесс мягкой посадки реализуется в два этапа: этап гравитационного поворота и этап вертикального спуска [1].

Метод гравитационного поворота является наиболее простым способом управления, при котором система управления ориентирует вектор тяги двигателя против вектора скорости [2]. При этом обеспечивается расход топлива близкий к минимальному. В конце участка торможения величина скорости КА стремится к нулю, а ориентация продольной оси за счет действия гравитационного ускорения к вертикальному положению.

Минимальный расход топлива на этапе вертикального спуска обеспечивается однократным включением двигателя [3]. Траектория движения включает пассивный участок, на котором спускаемый аппарат разгоняется под действием силы гравитации, и активный участок, на котором происходит торможение под действием силы тяги двигателей [4]. Длительность совершения активного участка составляет 333 с, а пассивного — 869 с.

В результате исследования была сформирована проектная модель орбитального и посадочного модулей КА и проведено моделирование движения для полета к спутнику Юпитера — Каллисто, с применением гравитационного маневра Земля–Земля. Оценена минимальная необходимая тяга двигателей и длительность маневра мягкой посадки посадочного модуля КА с заданной массой на спутник.

Литература

[1] Левантовский В.И. Механика космического полета в элементарном изложении. Москва, Наука, 1980, 512 с.

[2] Белоконов В.М. Траектории полетов к Луне и межпланетные траектории. Конспект лекций. Куйбышев, Куйбыш. авиац. ин-т, 1989, 31 с.

[3] Белоконов В.М. Основы теории полета космических аппаратов. Конспект лекций. Самара, Изд-во Самар. гос. аэрокосм, ун-та, 2006, 77 с.

[4] Разыграев А. П. Основы управления полетом космических аппаратов и кораблей. Москва, Машиностроение, 1977, 469 с.

УДК 629.78

Сравнение моделей атмосферы Земли в интересах решения задач космической баллистики низкоорбитальных космических аппаратов

Топорков Алексей Геннадьевич toporkov.90@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Недогарок Антон Александрович nedogarok.aa@bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Раянова Рената Рустамовна rayanova.renata@yandex.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Астапов Сергей Владимирович asv20m164@student.bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Трусова Инна Константиновна total.kontrol14@gmail.com
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Представлены результаты моделирования движения низкоорбитальных КА с учетом различных моделей атмосферы Земли. В работе проанализированы модели: атмосфера Земли верхняя ГОСТ Р 25645.166–2004, Jacchia — Roberts, Harris — Priester, NRLMSIS и SPeAD-M86. Проведен анализ применения различных моделей верхней атмосферы Земли при моделировании движения низкоорбитальных КА на высотах до 1500 км. Разработаны рекомендации по выбору моделей атмосферы, удовлетворяющих требованиям по точности в рамках решаемых задач.

Ключевые слова: *атмосфера Земли, низкоорбитальный космический аппарат, торможение в атмосфере, динамическая атмосфера земли*

Атмосфера Земля является естественным возмущающим фактором в первую очередь для низкоорбитальных космических аппаратов. В последнее время актуален вопрос сведения с орбиты КА, выработавших свой ресурс работы за счет увеличения баллистического коэффициента КА и как следствие пассивного торможения в атмосфере Земли [1].

Различают между собой статические и динамические модели атмосферы Земли. В данной работе под статическими моделями авторы понимают модели, в которых при расчете плотности атмосферы принимаются осредненные значения параметров атмосферы для географической широты около 45 градусов при условии среднего уровня солнечной активности. Такие модели как правило обладают двумя особенностями. А именно стационарностью, то есть учитывается только высотный фактор, при этом нет привязки ко времени. А также сферичностью, то есть нет привязки к географическим координатам.

Динамические модели максимально точно характеризуют поведение параметров реальной атмосферы Земли. В рамках динамических моделей принимают во внимание периодические изменения параметров солнечного излучения, в том числе вспышки, суточный и полугодовой эффекты, характеризующиеся индексом солнечной активности и геомагнитным возмущением. Такие модели не сферичны, то есть учитывают

широкий спектр вариаций плотности атмосферы в зависимости от географического положения.

Атмосферу Земли можно условно разделить на четыре области: нижняя (от 0 до 20 км), средняя (от 20 км до 100 км), верхняя (от 100 до 700 км) и внешняя (выше 700 км). Высота 100 км принимается за условную границу атмосферы.

Проанализировано движение КА на высотах до 1500 км с учетом различных моделей атмосфер [3, 4]. В работе проанализированы модели: атмосфера Земли верхняя ГОСТ Р 25645.166–2004, Jacchia — Roberts, Harris — Priester, NRLMSIS и SPeAD-M86.

Модель атмосферы ГОСТ Р 25645.166–2004 применима на высотах до 1500 км. В расчетах используются различные уровни солнечной активности для конкретно заданной даты.

Модель Jacchia — Roberts актуальна для высот до 2500 км. Модель применима для всех широтных диапазонов, а также основана на использовании сезонных, геомагнитных и солнечных эффектов. Атмосфера в этой модели представляется как «твердое тело», вращающееся вместе с Землей.

Модель Harris — Priester применима на высотах до 1000 км. Модель использует функциональные зависимости для моделирования широтных и суточных эффектов. Кроме того, есть учет различных уровней солнечной активности.

Эмпирическая модель NRLMSIS позволяет определять параметры атмосферы с использованием данных о местоположении, суток года, времени суток, солнечной и геомагнитной активности, однако максимальная высота применения ограничена 1000 км.

Модель SPeAD-M86 была разработана в 2015 году в рамках исследований по разработке оптимального алгоритма наведения спутников CubeSat по крутящему моменту. Особенность модели заключается в вычислительной легкости, обеспечивая при этом достаточно точные прогнозные результаты на высотах до 1000 км.

Литература

[1] Koryanov V.V., Toporkov A.G., Kazakovtsev V.P., Nedogarok A.A. The technology of using inflatable structures made of special materials to adapt the de-orbiting system for removing spacecraft. IOP conference series: materials science and engineering, 2019, no. 812, Phuket, Institute of Physics Publishing, 2019, pp. 1–9 pp. DOI: https://doi.org/10.1088/1757-899X/ 812/1/ 012006

[2] Гинзбург Э.И., Гуляев В.Т., Жалковская Л.В. Динамические модели свободной атмосферы. Новосибирск, Наука, 1987, 296 с.

[3] Montenbruck O. Eberhard Gill. Satellite Orbits: Models, Methods and Applications. Springer Science & Business Media, 2012, 382 p.

[4] Vallado D.A. Fundamentals of Astrodynamics and Applications. Microcosm Press, Space Technology Library, 2013, 1106 p.

УДК 629.78

Анализ неуправляемого сведения малоразмерных космических аппаратов с орбиты с использованием надувных устройств

Топорков Алексей Геннадьевич toporkov.90@mail.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Трусова Инна Константиновна total.kontrol14@gmail.com
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Астапов Сергей Владимирович asv20m164@student.bmstu.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Раянова Рената Рустамовна rayanova.renata@yandex.ru
МГТУ им. Н.Э. Баумана

Исследован пассивный способ увода малоразмерных космических аппаратов с низких околоземных орбит. В качестве пассивного способа рассматривается применение надувного тормозного устройства, которое позволяет изменить баллистический коэффициент и тем самым увеличить аэродинамическое сопротивление атмосферы Земли. Показаны результаты моделирования движения низкоорбитальных малоразмерных космических аппаратов с учетом различных индексов солнечной активности.

Ключевые слова: *увод с орбиты, космический мусор, надувные устройства, атмосфера Земли*

За последние 20 лет проблема увеличения объектов космического мусора приобрела очень важный международный характер, учитывая, что прекративший свое функционирование космических аппаратов (КА) также становится объектом космического мусора. В силу интенсивного развития направления по созданию и запуску малоразмерных космических аппаратов (МКА), а тем более на базе CubeSat, становится актуальным вопрос увода таких КА с орбиты по завершению срока их активного существования с целью уменьшения численности объектов космического мусора на околоземной орбите [1–3]. Поэтому за последние 10 лет появилось множество различных проектов и концепций, которые позволяют обеспечить сведение космических аппаратов с орбиты или увод на специальные орбиты захоронения.

Примерно 40 % от общего числа запущенных МКА типа CubeSat не функционируют штатно, что повышает вероятность столкновения с объектами космического мусора или функционирующими КА.

Различают активные и пассивные способы увода. В рамках пассивных способов используются бортовые средства и ресурсы КА, т. е. речь идет о том, что КА изначально оснащается тормозным устройством во время проектирования и сборки. Можно выделить следующие способы: работа бортовой двигательной установки (жидкостной, твердотопливной, электрореактивной, плазменной), дополнительное раскрытие солнечного паруса [4], развертывание тросовой системы [2] и формирование надувной конструкции.

В данной работе авторы рассматривают один из пассивных способов, который основан на принципе раскрытия надувного тормозного устройства специальной формы.

Предполагается, что данное устройство уже входит в штатную конфигурацию МКА, а сам МКА завершил программу полета и больше не может выполнять целевые задачи на орбите.

Ранее были рассмотрены различные формы надувного тормозного устройства (НТУ) для сведения МКА с орбиты и в качестве рациональной формы было определено сферическое НТУ [5–7].

Одним из важных аспектов качественного прогнозирования движения МКА с высотой орбиты до 2000 км является точное имитационное моделирование атмосферного сопротивления. Сила аэродинамического сопротивления прямо пропорциональна плотности атмосферы. В процессе проведения расчетов необходимо понимать, что даже самые высокоточные модели плотности атмосферы до конца не учитывают всех возмущающих факторов, что приводит к неопределенности плотности атмосферы по сравнению с истинными значениями.

В данной работе расчет параметров атмосферы для высоты от 100 км до 120 км осуществляется в соответствии с ГОСТ 4401–81. Расчет параметров атмосферы для высоты более 120 км проводится в соответствии с ГОСТ Р 25645.166–2004.

В рамках проведенного исследования рассчитано время увода МКА в зависимости от начальной массы, исходной орбиты, размеров НТУ и индексов солнечной активности. Выработаны рекомендации по использованию НТУ конкретного диаметра для рационального сведения МКА с исходной орбиты.

Литература

[1] Специалисты НПО Лавочкина и МАИ придумали способ убирать космический мусор с орбиты. URL: http://www.laspace.ru/press/news/events/ 20171018_kak_ubrat%27_musor_ s_ orbity/ (дата обращения 28.11.2022).

[2] Трофимов С.П. Увод малых космических аппаратов с низких околоземных орбит. Дис. … канд. физ.-мат. наук. Москва, 2015, 125 с.

[3] Юдин А.Д. Разработка способа увода наноспутников CubeSat с низких околоземных орбит. Дис. … канд. техн. наук. Москва, 2021, 139 с.

[4] Майорова В.И., Неровный Н.А, Тимакова Е.Д., Корецкий М.Ю. и др. Применение технологии солнечного паруса для сведения с орбиты малых космических аппаратов. Научное наследие и развитие идей К.Э. Циолковского. Матер. 54-х Науч. чтений памяти К.Э. Циолковского: тез. докл. Калуга, Политоп, 2019, ч. 1, с. 71–72.

[5] Koryanov V.V., Toporkov A.G., Kazakovtsev V.P., Nedogarok A.A. The technology of using inflatable structures made of special materials to adapt the de-orbiting system for removing spacecraft. IOP conference series: materials science and engineering, 2019, no. 812, Phuket, pp. 1–9 pp. DOI: https://doi.org/ 10.1088/1757-899X/812/1/012006

[6] Koryanov V.V., Kazakovtsev V.P., Toporkov A.G., Nedogarok A.A. Using the technology of inflatable structures for the removal of spacecraft's from low orbits. International Journal of Mechanical Engineering and Robotics Research, 2019, vol. 8, no. 3, pp. 424–429. DOI: https://doi.org/10.18178/ijmerr.8.3.424-429

[7] Недогарок А.А., Корянов В.В., Топорков А.Г., Юн С.Ук., Фирсюк С.О., Кульков В.М. Оценка эффективности устройства надувного типа для сведения с орбиты отработавших космических аппаратов. 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. 739–741.

УДК 519.7

Модели и алгоритмы комплексного планирования информационных процессов при взаимодействии подвижных объектов

Ушаков Виталий Анатольевич mr.vitaly.ushakov@yandex.ru
Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения

Рассмотрены научные и практические аспекты создания и использования специального модельно-алгоритмического управления информационными процессами при взаимодействии группировки подвижных объектов. Представлена программная реализация указанного обеспечения. Основное внимание уделено автоматизации функции планирования процессов приема, передачи, обработки и потери данных и информации. Приведены сведения о практической реализации разработанных моделей и алгоритмов.

Ключевые слова: *программа управления информационными процессами, подвижный объект, модели и методы линейного программирование, теория оптимального управления*

В докладе представлены статическая и динамическая модели синтеза технологий и программ оперативного планирования информационных процессов (ИнП) в динамической сети (ДС) подвижных объектов (ПдО) [1–3], соответствующие алгоритмы решения многокритериальной большеразмерной задачи линейного программирования, и многокритериальной задачи оптимального программного управления ИнП. Взаимосвязь статической и динамической моделей осуществлена через терминальные показатели качества Майера, позволившие результаты решения задачи синтеза технологий задать в виде краевых условий, которые должны быть выполнены в ходе итерационного поиска соответствующих программ управления ИнП в ДС ПдО.

Целью работы является повышение интегральной пропускной способности информационной системы, сконфигурированной на базе группировки ПдО, на основе разработки и реализации комбинированных моделей и алгоритмов планирования операций приема, передачи, хранения и обработки данных и информации. В работе предлагается новая системно-кибернетическая интерпретация задачи оперативного планирования ИнП при взаимодействии группировки ПдО, которая позволила использовать комбинированный математический аппарат, базирующийся на исследовании операций и теории оптимального управления. С практической точки зрения продемонстрировано применение оригинальной декомпозиции, позволяющей преодолеть те проблемы, которые первоначально имеют место быть в задачах оперативного планирования ИнП при взаимодействии группировки ПдО, а именно большая размерность, нестационарность, нелинейность и учет факторов неопределенности.

К основным методам исследования, на которых базируются полученные результаты можно отнести фундаментальные и прикладные научные результаты, полученные к настоящему моменту времени в системном анализе, в теории расписаний, в современной теории оптимального управления сложными динамическими объектами (в том числе, с использованием принципа максимума Л.С. Понтрягина), в исследовании операций (в том числе, методах непрерывного и целочисленного математического программирования), а также в прикладной теории оценивания качества моделей и полимодельных комплексов (разработанной в рамках квалиметрии моделей и полимодельных комплексов).

Предложенное статико-динамическое описание рассматриваемых процессов наглядно показывает несомненные преимущества комплексного моделирования. В самом деле в статической модели легко учитываются ограничения, связанные с изменяющейся топологией ДС, ее параметрами (пропускными способностями, производительностью, объемами памяти аппаратно-программного комплекса применительно к каждому конкретному ПдО), ограничения, связанные с возможной потерей данных и информации на каждом из этапов их передачи, хранения и обработки. В динамической модели данные ограничения потребовали бы введения соответствующих фазовых ограничений. С другой стороны, в данном классе моделей легко учитываются вопросы распределения складируемых и нескладируемых ресурсов ДС ПдО, ограничения, связанные с заданием альтернативных сценариев реализации технологий управления ИнП. Кроме того, в разработанной динамической модели можно задать большое количество терминальных и интегральных показателей качества управления ИнП в ДС ПдО. Таким образом, каждая из моделей, входящих в разработанный полимодельный комплекс своими достоинствами компенсирует ограничения (недостатки) других моделей.

В докладе показано как разработанное специальное модельно-алгоритмическое обеспечение может использоваться в авиационно-космической сфере [4].

Для дальнейшего развития исследования целесообразно провести исследования по следующим направлениям:

- разработка специального модельно-алгоритмического обеспечения решения задач коррекции программного управления операциями, ресурсами и потоками при взаимодействии группировки ПдО;
- разработка специального модельно-алгоритмического обеспечения решения задач комплексной автоматизации и интеллектуализации процессов планирования мониторинга состояния сложных технических систем;
- разработка методов и алгоритмов ортогонального проектирования многомерных симплексов, описывающих множество допустимых значений целевых показателей, оценивающих качество планов информационного взаимодействия ПдО и построенных на основе динамической модели и используемых для многокритериального выбора наиболее предпочтительных технологий и программ управления группировкой ПдО, принадлежащих соответствующей области компромиссов В. Парето.

Литература

[1] Микони С.В., Соколов Б.В., Юсупов Р.М. Квалиметрия моделей и полимодельных комплексов. Москва, РАН, 2018. 314 с. DOI: https://doi.org/10.31857/S9785907036321000001

[2] Ушаков В.А. Разработка статической модели управления структурной динамикой автоматизированной системы управления подвижными объектами. XLV Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2021, т. 3, с. 55–57.

[3] Ушаков В.А. Модели и алгоритмы управления информационными процессами при взаимодействии подвижных объектов. Морские интеллектуальные технологии, 2022, № 3–1 (57), с. 235–247. DOI: https://doi.org/10.37220/MIT.2022.57.3.031

[4] Павлов Д.А. Методика планирования операций информационного взаимодействия кластера малых космических аппаратов дистанционного зондирования земли. Труды Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского, 2015, № 649, с. 37–47.

УДК 629.78

Применение современных программных комплексов к проведению анализа динамики отделения крышки узлов подвески парашютного контейнера от возвращаемого аппарата

Целин Артём Романович mr.tselin@yandex.ru
РКК «Энергия»

Анфалов Александр Сергеевич a_s_anfalov@mail.ru
РКК «Энергия»

Овсянникова Наталья Юрьевна O_natali-87@mail.ru
РКК «Энергия»

Слободянюк Дмитрий Михайлович slob.dima@mail.ru
РКК «Энергия»

Хомяков Михаил Кимович mkelektro1@yandex.ru
РКК «Энергия»

Рассмотрен один из наиболее ответственных этапов ввода парашютной системы при возвращении спускаемого аппарата на Землю, а именно процесс отделения крышки узлов подвески с вытяжным блоком перед вводом вытяжного парашюта. Представлены особенности моделирования движения элементов рассматриваемой системы с использованием современных программных комплексов FlowVision и Euler. Разработана методика, позволяющая проводить моделирование динамики относительного движения тел в атмосфере с учетом аэродинамической интерференции. Проведен анализ динамики отделения крышки в спутном следе. Выявлена интенсивная раскрутка крышки узлов подвески, которая создает риск наматывания уздечки и вытяжного блока на крышку и, как следствие, создает опасность отказа ввода вытяжного парашюта. Рассмотрены варианты доработки конструкции крышки с целью уменьшения возмущений при ее отделении. Разработан подход к моделированию процесса отделения, подразумевающий учет взаимодействия вытяжного блока и крышки узлов подвески в процессе отделения.

Ключевые слова: *динамика отделения, возвращаемый аппарат, парашютная система, крышка узлов подвески, вытяжной блок*

Главным требованием при проектировании и эксплуатации пилотируемых космических кораблей является обеспечение безопасности экипажа [1]. Для безопасного возвращения космонавтов на Землю, необходимо гарантированно обеспечить успешное введение парашютной системы (ПС). Для этого, при проектировании перспективного транспортного корабля (ПТК), производится компьютерное моделирование всех этапов введения ПС. В настоящей работе исследуется самый «проблемный» этап ввода ПС — отделение крышки узлов подвески (КУП) от возвращаемого аппарата (ВА). К КУП прикреплен вытяжной блок (ВБ) с вытяжным парашютом (ВП), который обеспечивает последовательное введение блока тормозных и основных парашютов [2].Задача отделения КУП предполагает исследование движения крышки от начала работы толкателей до вытяжения строп ВП (до достижения относительного расстоя-

ния между КУП и ВА 30 м) в широком диапазоне начальных условий: скоростной напор q_0 = 1000…10000 Н/м^2, высота H = 1…5 км, число Маха М = 0,1…0,7. Ориентация ВА в потоке определяется переходными процессами управления вокруг центра масс.

Начальный участок движения КУП в возмущенной возвращаемым аппаратом аэродинамической среде, где влияние аэродинамической интерференции является определяющим, моделировался в программном комплексе FlowVision. Данный комплекс позволяет проводить численное моделирование движения с расчетом на каждом шаге интегрирования аэродинамического воздействия на КУП и ВА методом конечных объемов с применением динамической сетки, где моделируется течение вязкого сжимаемого газа с использованием осредненных по Рейнольдсу уравнений Навье — Стокса и k–ε — модели турбулентности [3]. Полученные в результате расчета в программном комплексе FlowVision кинематические параметры КУП и ВА при выходе КУП из зоны аэродинамической интерференции использовались далее для расчета динамики движения КУП и ВА с помощью программного комплекса Euler, который предназначен для численного моделирования динамики многокомпонентных механических систем в трехмерном пространстве с учетом больших перемещений в нелинейной постановке по квазистационарным аэродинамическим характеристикам [4]. В общем случае эта задача требует исследования движения нескольких тел (КУП, ВА, ВБ, уздечки и стропы тормозного парашюта) в условиях влияния аэродинамической интерференции, что даже с учетом современных возможностей компьютерной техники является крайне трудоемкой задачей. Поэтому анализ начинается с упрощенной постановки, позволяющей выявить закономерности процесса отделения и необходимость доработки модели. На первом этапе проводилось моделирование движения КУП в программном комплексе FlowVision без учета влияния уздечки. Проведенные расчеты выявили интенсивную раскрутку КУП в канале тангажа ωz более 1400 °/с. Движение КУП с такими угловыми скоростями создает риск наматывания на КУП уздечки с ВБ, что создает опасность отказа ввода парашютной системы. Для уменьшения интенсивности ее вращения рассматривалась эффективность минимальных доработок конструкции КУП: размещение на КУП дополнительных аэродинамических поверхностей, установку на КУП балансировочных грузов для смещения центра масс. Однако эти доработки существенно не влияют на раскрутку КУП. Следующим этапом исследования стало проведение расчетов по вновь разработанной математической модели совместного движения ВА, КУП и ВБ, учитывающей взаимодействие рассматриваемых объектов с уздечкой ВБ и стропами вытяжного парашюта. В данной математической модели уздечка представлена в виде цепи, состоящей из нескольких звеньев, количество которых зависит от длины уздечки. Звенья состоят из точечных масс, соединенных друг с другом сферическими шарнирами. Сила натяжения уздечки действует по линии, соединяющей точку крепления уздечки на ВБ с точкой крепления уздечки на КУП. В отсутствие контакта уздечки с поверхностью КУП (помимо точки крепления уздечки), эта линия вырождается в прямую, а при наличии контакта становится ломаной. При этом в точке контакта КУП со звеном, возникает сила контактного взаимодействия, направленная по нормали к поверхности КУП. Воздействие строп вытяжного парашюта имитируется силой, действующей вдоль прямой, соединяющей ВБ и ВА. Проведенные оценки показали, что инерционные свойства ВБ позволяют скомпенсировать раскрутку КУП под воздействием аэродинамического потока. Достоверность полученных результатов должна проверяться в ходе экспериментальной отработки.

Литература

[1] Кудрявцев С.И., Кутоманов А.Ю., Кутоманова Т.В. Алгоритм обеспечения безопасного спуска перспективного транспортного корабля при нештатной ситуации. Космонавтика и ракетостроение, 2016, № 1, с. 20–26.

[2] Антонова Н.П., Брюханов Н.А., Четкин С.В. Средства посадки пилотируемого транспортного корабля нового поколения. Космическая техника и технологии, 2014, № 4 (7), с. 21–30.

[3] Аксенов А.А., Дядькин А.А., Москалев И.В. и др. Компьютерное моделирование течения и относительного движения возвращаемого аппарата и крышки люка парашютного контейнера в процессе их разделения на участке спуска. Космическая техника и технологии, 2015, № 2, с. 39–50.

[4] Целин А.Р., Анфалов А.С., Овсянникова Н.Ю., Слободянюк Д.М., Хомяков М.К. Анализ динамики движения крышки узлов подвески парашютной системы при вводе вытяжного парашюта. XLVI Академические чтения по космонавтике, посвященные памяти академика С.П. Королёва и других выдающихся отечественных ученых — пионеров освоения космического пространства: сб. тез. в 4 т. Москва, Изд-во МГТУ им. Н.Э. Баумана, 2022, т. 3, с. 169–172.

УДК 629.784

Способ безопасного ручного управления космическим кораблем на заключительном участке сближения с Российской орбитальной станцией

Чудинов Никита Алексеевич chudo-26@yandex.ru
РКК «Энергия»

Муртазин Рафаил Фарвазович rfmurtazin@bmstu.ru
РКК «Энергия»

Калери Александр Юрьевич alexander.kalery@rsce.ru
РКК «Энергия»

Рассмотрена проблема надежности операций сближения и стыковки при проведении пилотируемых полетов. Бортовой алгоритм автоматического сближения, используемый при полетах российских космических кораблей к Международной космической станции, реализует траектории, затрудняющие экипажу управление в ручном режиме при возникновении нештатной ситуации. В пилотируемых полетах требуется иметь возможность надежно выполнять сближение и стыковку в ручном режиме. В работе предлагается способ, обеспечивающий удобство и безопасность ручного управления при сближении.

Ключевые слова: *орбитальная станция, Международная космическая станция, Российская орбитальная станция, сближение в космосе, космический корабль «Союз», нештатная ситуация*

В настоящее время сближение российских космических кораблей (КК) с Международной космической станцией (МКС) на заключительном участке осуществляется в автоматическом режиме. По бортовому алгоритму обеспечивается точное выведение КК в окрестность станции, поэтапное уменьшение (торможение) относительной скорости, а также облет станции и стыковка. При этом на всех этапах сближения формируются безопасные траектории, исключающие столкновение КК с МКС. Вместе с тем, реализуемые траектории сближения не дают экипажу исчерпывающего представления об относительном движении, что в случае перехода на ручной режим существенно затрудняет управление и сказывается на безопасности полета. Так, в июне 1997 года выбор сложной траектории подхода при отработке ручного сближения привел к столкновению грузового корабля «Прогресс М-34» со станцией «Мир» и разгерметизации одного из ее модулей [1]. После этого инцидента область возможного применения ручного управления была существенно сужена. Так, в настоящее время сближение российских кораблей осуществляется в автоматическом режиме, а переход на ручное управление в случае необходимости допускается лишь на заключительной стадии торможения относительной скорости, на облете и причаливании.

Для расширения области применения ручного режима требуется подход, обеспечивающий одновременно удобство управления для экипажа, высокую надежность и безопасность. Например, в 1985 году при подготовке к стыковке КК «Союз Т-13» с неуправляемой станцией «Салют-7» был разработан полуавтоматический режим «засечка», позволяющий автоматически вычислять коррекции за счет ручной ориентации

КК на цель [2]. В 1986 году данный способ позволил осуществить уникальный перелет от станции «Мир» к станции «Салют-7» [3].

В работе авторами предложен подход, обеспечивающий удобство и безопасность ручного управления на заключительном участке сближения. В данном подходе КК выводится в точку, вынесенную от цели на ~1 км в боковом направлении, в которой выполняется импульс уменьшения относительной скорости. Удобство ручного управления обеспечивается тем, что этот импульс прикладывается вдоль вектора орбитальной скорости КК. Затем осуществляется разворот КК в направлении цели, и последующее сближение с дальности ~1 км происходит вдоль линии визирования цели. При этом пассивное сближение осуществляется с малой относительной скоростью без изменения ориентации КК, что обеспечивает надежность и безопасность подхода с возможностью парирования реализовавшихся траекторных ошибок.

После проведения тестирования предложенного способа на тренажере с привлечением Отряда космонавтов он может быть использован при пилотируемых полетах к перспективной Российской орбитальной станции (РОС), а также при сборке транспортной системы для полета к Луне по многопусковой схеме [4]. Использование предложенного способа в совокупности с коэллиптическим подходом [5, 6] позволит реализовать ручное сближение по визуальным наблюдениям с некооперируемыми объектами, например, с целью их инспекции.

Литература

[1] Батурин Ю.М. Мировая пилотируемая космонавтика: История. Техника. Люди. Москва, РТСофт, 2005, 747 с.

[2] Красильников А., Владимир Бранец: «На «Союзе Т8» мы оказались не готовы к отказу «Иглы». Новости космонавтики, 2013, т. 23, вып. 06 (365), с. 70–71.

[3] Ильин А., Лындин В. «Мир» – «Салют-7» и обратно. Новости космонавтики, 2011, т. 21, № 08 (343), с. 8–11.

[4] Муртазин Р.Ф., Беляева Е.К. Парирование переносов запусков в четырехпусковой схеме высадки на поверхность Луны. Космическая техника и технологии, 2022, №4(39), с. 88–94.

[5] Chudinov N.A., Murtazin R.F., Soloviev V.A. Parrying of contingency in fast rendezvous with ISS. 72nd International Astronautical Congress. 2021, Dubai, 2021, p. IAC-21_B3_4-B6.4_1_x62676

[6] Муртазин Р.Ф., Чудинов Н.А., Зеленщикова О.С. Способ управления движением космического объекта при сближении с другим космическим объектом. Патент № Российская Федерация № 2759360, 2021, бюл. № 32.

УДК 629.7

Применение аэродинамического маневра при выведении космического аппарата на орбиту галилеевых спутников Юпитера

Шарипова Алия Ринатовна Sharipovaaliya2016@yandex.ru
Самарский университет

Марченко Анжела Дмитриевна anzhela_marchenko_97@mail.ru
Самарский университет

Старинова Ольга Леонардовна solleo@mail.ru
Самарский университет

Рассмотрена оптимизация баллистической схемы перелета космического аппарата к Юпитеру за счет проведения аэродинамического маневра торможения в сфере действия планеты назначения. Представлен расчет схемы перелета с применением аэродинамического маневра торможения для формирования заданной круговой орбиты с учетом технических ограничений на максимальную перегрузку, скоростной напор и температуру поверхности. Сделан вывод, что формирование заданной круговой орбиты в сфере действия Юпитера с помощью аэродинамического маневра позволяет значительно уменьшить расход рабочего тела и увеличить массу полезной нагрузки.

Ключевые слова: *межпланетный перелет, аэродинамический маневр, Юпитер, математическая модель, баллистическая схема перелета*

В настоящее время изучение космического пространства является одним из направлений развития науки и техники. Одним из небесных тел, представляющих научный интерес для изучения, который с течением времени только возрастает, является Юпитер и его галилеевы спутники, которые входят в число крупнейших спутников Солнечной системы.

При совершении межпланетных перелетов к Юпитеру основной проблемой является большая величина потребной характеристической скорости необходимая для осуществления перелета, в том числе и для формирования требуемой орбиты в сфере действия Юпитера. Это приводит к большим потребным запасам рабочего тела для двигателей КА, которые к тому же требуется еще доставить в систему Юпитера. Снизить затраты топлива можно за счет использования аэродинамического маневра в плотной Юпитерианской атмосфере [1].

Расчет такого маневра является одной из наиболее сложных научно-технических задач в динамике полета, поскольку требует учета большого числа технических ограничений — на максимальную перегрузку, скоростной напор, температуру поверхности. Использование дополнительных технических средств преодоления этих ограничений (например, тепловых экранов или упрочнения конструкции космического аппарата (КА)) может привести к такому увеличению массы конструкции КА, что массовая эффективность маневра существенно снизится или даже станет отрицательной. То есть необходим всесторонний проектно-баллистический анализ использования аэродинамического маневра, не сводящийся только к математическому моделированию движения КА в атмосфере Юпитера.

В данной работе проводится баллистическая оптимизация миссии Земля — спутник Юпитера с использованием и без использования аэродинамического маневра в системе Юпитера. Для расчета перелета с Земли на Юпитер используется метод кусочно-конической аппроксимации [2]. Суть метода заключается в том, что траектория перелета делится на три участка: геоцентрический, гелиоцентрический и планетоцентрический. Определение траектории перелета космического аппарата к планете назначения на гелиоцентрическом участке производится с помощью уравнения Ламберта [3].

При применении аэродинамического маневра торможения в верхних слоях атмосферы на космический аппарат действуют перегрузки, значения которых могут превышать предельно допустимые. Кроме того, при движении в атмосфере существенно повышается температура поверхности КА, следовательно, к нагреву и выходу из строя целевой аппаратуры [4]. Поэтому при моделировании маневра проводился контроль выполнения ограничений по температуре нагрева поверхности КА и максимальным перегрузкам.

В работе выполнены расчеты формирования орбит четырех галилеевых спутников Юпитера с помощью аэродинамического маневра. Показано, что использование аэродинамического маневра позволяет уменьшить расход топлива на миссию в целом, что позволит увеличить массу полезной нагрузки.

Литература

[1] Сихарулидзе Ю.Г. Баллистика летательных аппаратов. Москва, Наука, ГРФМЛ, 1982, 352 с.

[2] Белоконов В.М. Траектории полетов к Луне и межпланетные траектории: конспект лекций. Куйбышев, Куйбыш. авиац. ин-т, 1989, 31 с.

[3] Gooding R.H. Lambert’s problem. Celestial Mechanics and Dynamic Astronomy, 1990, vol. 48, no. 2, pp. 145–165.

[4] Орлов Д.А. Методика многокритериальной оптимизации управления движением космического аппарата при спуске в атмосфере планеты. Дис. ... канд. техн. наук. Москва, РУДН, 2021, 128 с.

УДК 629.786.2

Пути повышения эффективности деятельности космонавтов при выполнении программ научно-прикладных исследований

Юрченко Екатерина Сергеевна katya_tver@inbox.ru
НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина

Курицын Андрей Анатольевич a.kuritsin1@gmail.com
НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина

Кутник Ирина Владимировна irina.m82@mail.ru
НИИ ЦПК имени Ю.А. Гагарина

Рассмотрен актуальный вопрос повышения эффективности деятельности космонавтов на борту существующих и перспективных пилотируемых космических аппаратов при выполнении программ научно-прикладных исследований и экспериментов. В настоящее время каждый экипаж Международной космической станции выполняет на российском сегменте от 40 до 60 космических экспериментов (целевых работ), затрачивая на это 30–40 % рабочего времени. В докладе на основе системного анализа результатов выполнения космических полетов предложены пути повышения эффективности деятельности космонавтов при выполнении программ научно-прикладных исследований на борту существующих и перспективных пилотируемых космических аппаратов.

Ключевые слова: *Международная космическая станция, пилотируемый космический аппарат, космический эксперимент, системный анализ, научная аппаратура*

Проблема повышения эффективности реализации программ научно-прикладных исследований и экспериментов (НПИ) на российском сегменте Международной космической станции (РС МКС) остается актуальной. Дальнейшее развитие РС МКС, эксплуатация многофункционального лабораторного модуля в составе российского сегмента приводит к увеличению числа научно-прикладных исследований и экспериментов, проводимых космонавтами на борту РС МКС [1]. После окончания срока эксплуатации МКС планируется создание российской орбитальной станции (РОС). Одной из основных целей полета РОС является выполнение на борту станции российской научной программы. В целом эффективность проведения программ НПИ зависит от качества проводимых космических экспериментов, достаточности научной аппаратуры, качества подготовленности космонавтов.

В докладе проведен анализ выполнения космонавтами космических экспериментов на орбитальных станциях «Салют», «Мир» и МКС, рассмотрены, классифицированы и систематизированы проблемные вопросы, возникающие при выполнении экспериментов космонавтами [2].

Показано, что направления повышения эффективности реализации программ НПИ связаны с учетом анализа опыта выполнения программ НПИ на орбитальных станциях, анализом методов формирования комплексов научной аппаратуры для перспективных пилотируемых космических аппаратов (ПКА), обоснованием путей создания специализированных научных модулей и совершенствования научной аппаратуры, развитием средств и методов подготовки космонавтов к выполнению программ НПИ.

ПКА может быть представлен совокупностью технических подсистем, которые характеризуются такими параметрами как показатели назначения, надежности (безотказности, долговечности, ремонтопригодности), технологичности, унификации [3]. Применен подход с использованием методов системного анализа к выбору рационального состава научной аппаратуры целевого назначения при проектировании и комплектовании ПКА. Задача поиска плана сводится к поиску улучшенного алгоритма решения задачи выбора перечня КЭ и научной аппаратуры по 3 направлениям: формирование облика научных модулей, формирование программ КЭ в полете, формирование программ подготовки космонавтов по КЭ. Данная задача является трудной, так как требует учета значительного количества малоформализуемых факторов [4].

Выводы

В докладе сформулированы пути повышения эффективности деятельности космонавтов при выполнении программ научно-прикладных исследований на борту ПКА:

1. Формирование подхода к определению облика и состава пилотируемых космических комплексов с учетом требований к комплексу научной аппаратуры должно базироваться на опыте выполнения пилотируемых космических полетов.
2. Учет замечаний и предложений экипажей орбитальных пилотируемых комплексов при разработке бортовых комплексов научной аппаратуры.
3. Разработка технических средств подготовки космонавтов с использованием современных компьютерных технологий [5].
4. Использование математического и программно-алгоритмического обеспечения процесса выбора облика и состава комплексов научной аппаратуры специализированных научных модулей для перспективных пилотируемых космических комплексов на основе современных информационных технологий [6].
5. Создание автоматизированной системы учета космических экспериментов с целью формирования облика и состава перспективных научных космических модулей, определения программ космических экспериментов и программ подготовки экипажей пилотируемых космических кораблей.

Литература

[1] Положение о порядке планирования и проведения целевых работ на Международной космической станции. URL: https://tsniimash.ru/upload/iblock/ (дата обращения 15.11.2022).

[2] Курицын А.А., Попова Е.В. Анализ качества выполненных космонавтом на борту РС МКС работ по программе научно-прикладных исследований и экспериментов. Матер. девятого междунар. аэрокосмического конгресса IAC’18. Москва, МГУ, с. 422–424.

[3] Курицын А.А., Ярополов В.И. Пространственно-временная модель состояния орбитального пилотируемого комплекса. Пилотируемые полеты в космос, 2014, вып. 3 (12), с. 47–52.

[4] Подиновский В.В. Количественная важность критериев. Автоматика и телемеханика, 2000, № 5, с. 110–123.

[5] Kuritsyn A.A., Popova E.V., Kharlamov M.M. The use of computer-based simulators to train cosmonauts for the fulfillment of the program of scientific-applied research. IAA SciTech Forum, Moscow, RUDN, 2020, vol. 170, pp. 327–332.

[6] Курицын А.А., Кутник И.В., Чуб Н.А. Подход к формированию комплексов научной аппаратуры перспективных пилотируемых научных модулей с использованием аппарата дискретной математики. Космонавтика и ракетостроение, 2021, № 4 (121), с. 66–81.

Содержание

Участники 3
Руководители оргкомитета 5
Программный комитет 5

***Секция 9.* Космонавтика и устойчивое развитие общества (концепции, проблемы, решения)** 6

Козедра П.А., Позин А.А., Матвеев Ю.А. Экономика многоразовости будущей космонавтики и вопросы оперативности 6

Ахмедов М.Р., Мошаев И.А., Мысляева И.Н., Сазонов В.В. Предпосылки проекта межпланетной транспортно-промышленной сети 8

*Павлова Е.А.*Трансформация основных направлений обеспечения безопасности космической деятельности в околоземном пространстве в условиях геополитической напряженности 12

Кричевский С.В. Проблема космической экспансии человечества: предыстория, новая постановка и новые решения для устойчивого развития и управляемой эволюции 14

Егоркин А.А. Совместное использование данных дистанционного зондирования Земли и результатов численного моделирования для оценки экологической обстановки Крымского полуострова 16

Quispe Mendoza Michael Vincent, Воронцов В.А. Анализ торможения при баллистическом спуске посадочного аппарата и ввода в действие двух аэростатов в атмосферу Венеры 19

Хачатуров Р.В. Обобщенный закон Хаббла и функция Хачатурова, вытекающие из теории Гипервселенной 21

Хачатуров Р.В. О некоторых перспективных задачах космических исследований и математических методах их решения 25

Митина А.А., Темарцев Д.А. Анализ элементов трассы космического аппарата в интересах подготовки космонавтов к выполнению наблюдения земной поверхности с борта Российской орбитальной станции 30

Смирнов И.В., Диченко М.В. Анализ возможности создания взлетной ракеты для доставки грунта с Венеры 33

Шеремет А.А. Беспилотный летательный аппарат с роторной системой для исследования планеты Венера 35

Яценко М.Ю., Семисорин Е.В. Сравнительный анализ перспективных технических средств исследования атмосферы Венеры 37

Яценко М.Ю., Рыжков В.В. Влияние сернокислотной среды атмосферы Венеры на функционирование мультироторного летательного аппарата 39

Рожко О.И. Особенности правовых и организационных основ осуществления ФГБУ ВНИИ ГОЧС (ФЦ) космической деятельности Российской Федерации в рамках прогнозирования чрезвычайных ситуаций, возможных в результате падения, разрушения ракетно-космического изделия 42

Алакин В.М. История, развитие учебного процесса и научной деятельности КФ МГТУ имени Н.Э. Баумана в области систем автоматического управления 50

***Секция 10.* Космонавтика и культура** 53

Комов А.О. Большой космический стиль: калужский опыт вчера и сегодня 53

Смиричевский Л.Д. АО «ВПК «НПО машиностроения» в Музее космонавтики в с. Архипо-Осиповке Геленджикского района 56

Марсадолов Л.С. Астрономия у скифов и космонавтов 58

Степанчук Ю.В. Создание экспозиции и вопросы музеефикации научно-исследовательского судна «Космонавт Виктор Пацаев» 61

Чармадова Г.А. История несоздания Национального музея воздухоплавания в России 63

Дёмина Л.М., Лебедева М.А. Выставочный проект «Орбита дружбы» 65

Дьячков Р.М. На пути к 100-летию Центрального дома авиации и космонавтики ДОСААФ России. Итоги года и планы на будущее 67

Садовский А.М. Выставочный центр Института космических исследований Российской академии наук 69

Богданова Н.В. Биологическая лаборатория на орбите. К 50-летию первого запуска космического аппарата «БИОН» 71

Селиванова О.В. Советско-чехословацкое сотрудничество в области космических исследований. Документы программы «Интеркосмос» в архиве Российской академии наук 74

Ростовцева Е.Ю. Метакультура как инструмент формирования профессионального отраслевого сознания на основе опыта Демонстрационного центра ЦАГИ 77

Усов П.И. Космодром детства (к 50-летию данковского планетария и 125-летию его создателя И.Ф. Шевлякова) 79

Демиденко С.В. Гиперболоидные конструкции Владимира Шухова в космонавтике 83

Марусев А.С. Планетарии в России: вчера, сегодня, завтра 85

Гусев К.А. Архив Т.В. Апенченко как источник для изучения истории отечественной космонавтики 1960-х годов 91

Герасютин С.А. Миф о Дедале и Икаре в искусстве и космонавтике 94

Кузнецов М.И. Ракетно-космические адреса России — комплексный интерактивно-информационный проект 97

Гачева А.Г. Иммортализм и интерпланетаризм в философском и художественном космизме 100

Афендикова Н.Г. Научно-техническое сотрудничество Келдыша и Королёва (по материалам Кабинета-музея академика М.В. Келдыша) 103

Бехтин А.А., Ксензов Л.И. Техническая иллюстрация в ракетно-космической отрасли 106

Мельникова О.И. Внеземная архитектура. Идеи первых лет освоения космического пространства. Проект 1963–1964 гг. 109

Бобров А.Н., Бушуев Н.Н., Бушуева В.В. Формирование творческих коллективов в ракетно-космической отрасли 111

Раткин Л.С. Круглый стол «65-летие запуска первого искусственного спутника земли 04.10.1957» на форуме «Армия – 2022»: перспективы развития космической отрасли 114

Раткин Л.С. Космонавтика и культура управления предприятиями отрасли в контексте развития международной системы ESG-технологий «Environment – Social – Governance» 118

Раткин Л.С. Роль Совета ветеранов Российской академии наук в реализации долгосрочных космических проектов: научная кооперация и международное сотрудничество 122

Степанов Г.Н. Космическая программа советской многоразовой транспортной космической системы 125

Степанов Г.Н. Владимир Степанович Чаплинский — жизнь и ракетно-космическая наука 128

Чуцков А.И. Орбитальные станции: мечты и реальность 130

***Секция 11.* Наукоемкие технологии в ракетно-космической технике** 135

Носова Офеля Али кызы, Денискин Д.Г., Блинов Д.С., Носов А.С. Конструкция беззазорного нереверсивного винтового механизма для изделий космической техники 135

Коновалов В.П. Проблемные вопросы контроля выведения многоспутниковых низкоорбитальных космических систем комплексного обслуживания потребителей 139

Клименко Ю.Л., Гончаров В.В. Методический подход к оценке контрольных уровней вероятности успешного выведения космического аппарата на заданную орбиту 143

Азаренко Л.Г., Черняков В.Г., Лепешкин Д.С., Линьков А.Д., Маленов А.В., Калинин С.Ю. Программный комплекс обеспечения информационной безопасности при работе с данными дистанционного зондирования Земли в территориально-распределенных системах: задачи и возможности 145

Разумова Н.В., Черняков В.Г., Колчин А.И., Линьков А.Д., Лепешкин Д.С. Функциональные возможности программного комплекса для обеспечения информационной безопасности при использовании «облачной» технологии 149

Азаренко Л.Г., Чувакова Е.А., Черняков В.Г., Железнов С.А. Технологии построения оптимального маршрута движения беспилотного аппарата, синхронизированного с подспутниковой траекторией космического аппарата дистанционного зондирования Земли 152

Алексеев О.А., Зайченко Ю.В., Серебряков В.Б., Тищенко П.А., Черный А.Н. Программный комплекс отработки алгоритма обработки оптико-электронных изображений на борту малоразмерного космического аппарата дистанционного зондирования Земли 155

Алиев А.Р., Халатов Е.М. Исследование влияния начальных параметров и ограничений на время наполнения тонкостенных изделий при испытаниях на герметичность в вакуумной камере 158

Медведев А.В., Халатов Е.М. Разработка сервиса оптимального распределения деталей по комплектам для сборки партии изделий на основе данных о параметрах деталей 160

Раткин Л.С. Квантономика ракетно-космической отрасли на примере реализации инновационных проектов с применением компьютерной стеганографии, блокчейн-технологий и искусственного интеллекта 162
Раткин Л.С. Квантово-стеганографические ESG-технологии ракетно-космической отрасли для орбитального экомониторинга промышленных объектов, оптимизации поставок энергоресурсов, предотвращения техногенных катастроф 165
Подшибякина В.А., Рязанцев А.Ю. Применение современных средств автоматизации стендов для испытаний узлов и агрегатов жидкостных ракетных двигателей 169
Архипов П.А., Колычев А.В., Чернышов М.В. Термоэмиссионное охлаждение элементов летательных аппаратов. Обзор 172
Манышев Р.А. Использование адаптивных алгоритмов мультиагентных систем при проектировании многослойных печатных плат..... 175
Касатиков Н.Н., Фадеева А.Д., Цибин А.В., Гомозов О.А., Потапов С.Л., Умаров Шапи Магомед-Тагирович. Генерация образов объектов методами нейронных сетей с применениями технологии CLIP 177
Павлова Е.А., Захваткин М.В. Выявление наиболее опасных космических объектов в высокоорбитальной области околоземного пространства для активного удаления в безопасную область 180
Илюшин П.А., Наумченко В.П., Пикунов Д.Г., Соловьёв А.В., Максимов С.А. Моделирование комплексной трехосевой системы амортизации и демпфирования бесплатформенного инерциального измерительного прибора..... 182
Гогуев Н.С., Глушко А.Н. Исследование возможности очистки водных растворов гидразин-гидрата с применением различных сорбентов 186
Костромина Н.В., Малаховский С.С., Сария Д.О., Олихова Ю.В., Горбунова И.Ю. Оптимизация свойств связующих авиационного назначения на основе эпоксидной смолы ЭД-20 189
Олихова Ю.В., Лобан О.И., Ковалев М.В., Фролова М.А. Электропроводящие эпоксидные клеи, наполненные углеродными наполнителями 191
Журавлева Е.В., Бондаренко Д.Д. Применение многомерного анализа данных при оценке качества горюче-смазочных материалов..... 193
Кудрявцев В.В., Бочкарев С.В. Актуальность оценки качества композиционных материалов, полученных аддитивными технологиями..... 195
Кукушкин С.С., Денискин Д.Г., Макаров М.И. Инновационные технологии передачи и сбора измерительной информации в автоматизированных системах мониторинга технического состояния технологического оборудования перспективных космических ракетных комплексов 198
Денискин Д.Г., Кукушкин С.С., Макаров М.И. Инновационные технологии обработки измерительной информации в автоматизированных системах мониторинга технического состояния технологического оборудования перспективных космических ракетных комплексов 204
Кукушкин С.С., Денискин Д.Г., Макаров М.И. Теоретические основы разработки современных систем мониторинга технического состояния технологического оборудования космических ракетных комплексов 211

***Секция 12.* Объекты наземной инфраструктуры ракетных комплексов** 214

Абдурашидов Т.О. Методические основы отработки газодинамики старта при обосновании облика стартовых сооружений космических комплексов 214

Веселов М.В. Динамика отвода кабель-мачты при старте ракеты космического назначения 216

Чупина Е.С., Абдурашидов Т.О. Расчет теплового режима оголовка кабель-мачты 218

Ярославцева М.М. Численная оценка долговечности элемента газоотражателя при длительной эксплуатации стартового комплекса..... 220

Ксенофонтова Е.А., Клинков В.В. Требования к современным системам термостатирования на примере системы термостатирования на космодроме «Восточный» и ее модернизация..... 222

Лобкова А.В., Лугин А.С. Перевод на горючее «нафтил» систем заправочного оборудования стартового комплекса «Союз-2» на космодроме «Восточный» 225

Батиков А.А. О постановке задачи по определению проектного облика космического ракетного комплекса сверхлегкого класса 227

Игрицкий В.А., Игрицкая А.Ю. Особенности проектирования технологического оборудования перспективных ракетно-космических комплексов сверхлегкого класса..... 229

Кожевникова Е.А., Гусев А.В. Моделирование работы гидропривода подъема установщика ракеты-носителя легкого класса 232

Гусев А.В., Маштаков А.П. Метод горизонтирования подъемно-установочного агрегата..... 235

Сайпулаев М.Р., Ермолаев Д.С. Измерение стабильности углового положения фундаментов 238

Крылов П.В., Бармин И.В., Козлов В.В., Михайлова И.П. Применение мембранных и парокомпрессионных технологий в двухступенчатой схеме осушения системы термостатирования стартового ракетного комплекса..... 240

Щелин В.В., Захаров Р.А., Рейдин П.В. Железнодорожный вагон нового поколения для транспортирования изделий ракетно-космической техники 247

Краснобаев Ю.Л., Мелешко В.Ю., Курылев В.В., Барышов Д.П., Зикеев А.М. Применение бифракционного слоя для интенсификации теплопередачи в теплообменном аппарате 250

Лоховин В.А., Бармин И.В. Алгоритм оценки показателей надежности систем частотно-временного обеспечения наземной космической инфраструктуры с использованием функционального анализа..... 253

Марусова Д.Д., Мелихов К.В., Маштаков А.П. Подход к оценке надежности подъемно-установочного агрегата..... 256

Николаев А.А., Шерминская А.А., Байрашев Р.Н., Васин А.О. Информационные системы управления эксплуатацией сложными техническими объектами и их взаимодействие с системами управления полным жизненным циклом 258

Мухин В.В. Сравнительный анализ эксплуатации датчиков-газоанализаторов в составе систем газового контроля на объектах наземно-космической инфраструктуры 263

Муртазин И.Н., Полетаев К.А., Смольников М.К. Мониторинг эксплуатации наземного технологического оборудования с использованием системы интегрированной логистической поддержки ILS Suite..... 266

Шайдурова А.А., Ксензов Л.И. Современные и перспективные способы реализации средств коллективного отображения технологической информации 268

Романяк А.Ю., Матвеева О.П. Анализ контуров теплоносителей для эффективного наземного термостатирования космических аппаратов при использовании головных обтекателей с щелевыми каналами 270

Кирьянова А.Н., Масагутов М.Р., Матвеева О.П. Обоснование типоразмерного ряда перспективных автоцистерн для высококипящих специальных жидкостей 272

Игрицкий В.А., Иванов А.Г., Шиловская Д.Д. Внутренняя компоновка капсул перспективных систем экстренной эвакуации со стартовых комплексов ракет космического назначения 274

Чугунков В.В., Александров А.А., Бармин И.В., Золин А.В. Повышение эффективности охлаждения углеводородного топлива с использованием жидкого азота на стартовых комплексах 277

Игрицкий В.А., Иванов А.Г., Силаков И.М., Иваненков В.В. О возможностях использования гусеничных шасси в перспективных системах экстренной эвакуации со стартовых комплексов ракет космического назначения..... 280

Комлев Д.С., Чугунков В.В., Бармин И.В. Исследование флуктуаций температуры в термостатируемых грузовых отсеках наземных средств доставки объектов ракетной техники 283

Удовик И.С., Бармин И.В., Чугунков В.В. Оценка эффективности применения тепловых аккумуляторов для термостабилизации поверхностей наземных антенн комплексов управления летательными аппаратами 285

***Секция 13.* Баллистика, аэродинамика летательных аппаратов и управление космическими полетами** 287

Абанин О.И. Методика обеспечения управляемого сведения космической станции с орбиты в условиях возникновения нештатной ситуации..... 287

Алямовский С.Н. Спутники сферической формы как инструмент исследования 290

Аникеева М.И., Михайлов М.В., Дядькин А.А. Влияние ветра на аэродинамику отделяемого головного блока с включенной двигательной установкой при аварии на старте 292

Беляев А.А., Гаврилова А.А., Ступак Г.Г., Корянов В.В. Методика оценки глобальности мониторинга техногенных космических объектов средствами космического базирования..... 294

Бетанов В.В. К вопросу применения интеллектуальных систем в практике оперативного навигационно-баллистического обеспечения космических аппаратов..... 297

Бойко М.М., Исаков М.Б., Паседько М.Ю. Исследование траектории спуска возвращаемой первой ступени ракеты-носителя 300

Гаврилова А.А., Беляев А.А., Ступак Г.Г., Корянов В.В. Исследование эффективности применения фильтра Калмана и метода наименьших квадратов при определении параметров движения техногенных космических объектов по разнородной измерительной информации..... 302

Грудин Д.В., Матюшин М.М., Кутоманов А.Ю. Решение задач баллистико-навигационнного обеспечения существующих и перспективных программ исследования дальнего космоса в центре управления полетами АО «ЦНИИмаш» 305

Евдокимов Р.А., Тугаенко В.Ю., Грибков А.С. Конструктивные и баллистические ограничения при отработке возможности установления лазерной связи со спускаемым аппаратом на атмосферном участке 307

Зубко В.А., Эйсмонт Н.А., Федяев К.С., Беляев А.А., Корянов В.В. Методика построения межпланетной траектории полета космического аппарата к Венере с использованием гравитационного маневра и резонансных орбит для обеспечения посадки в желаемом регионе на поверхности планеты 310

Иванов Г.М., Муртазин Р.Ф. Использование возможностей двигательной установки пилотируемого транспортного корабля для обеспечения безопасности экипажа при прохождении морских участков в случае аварии ракеты-носителя при выведении с космодрома Восточный на солнечно-синхронную орбиту..... 312

Иванов Г.А., Давыдов А.А. Одновременная разгрузка электромеханических исполнительных органов и управление движением центра масс геостационарного космического аппарата при помощи системы электроракетных двигателей..... 314

Игнатов А.И., Коломиец Е.С. Использование гиросистемы для реализации режима орбитальной ориентации космического аппарата в окрестности неустойчивого положения равновесия 316

Казаков Г.В., Сидоров А.В., Коробов П.В. Подход к получению оптимальной программы управления движением летательного аппарата на участке доведения полезных нагрузок 318

Казаков Г.В., Корянов В.В. Метод учета человеческого фактора при проектировании автоматизированной системы подготовки данных полета летательных аппаратов..... 322

Казаков Г.В. Сравнительный анализ вариантов построения автоматизированной системы подготовки данных полета летательных аппаратов 325

Калугина М.Д., Луценко А.Ю., Назарова Д.К., Слободянюк Д.М., Калугин В.Т. Анализ эффективности применения перфорации поверхностей для управления процессами обтекания летательного аппарата..... 328

Кирилюк Е.В., Степанов М.Н. Оптимизация траекторий выведения полезных грузов на высокоэллиптические орбиты различных типов..... 331

Колесникова Д.С., Клишин А.Н., Илюхин С.Н. Особенности реализации интеллектуального блока адаптивной системы управления летательным аппаратом на основе цифровой обработки сигналов с датчиков измерительной системы..... 333

Кузин С.А. Методы определения параметров относительного движения кооперируемых космических аппаратов на основе искусственных нейронных сетей 339

Кухаренко А.С., Корянов В.В. Угловое движение спускаемого аппарата при управлении методом поворота полезной нагрузки 342

Лебедева Н.В., Соловьев С.В. Методика выявления тенденций при оперативной оценке состояния пилотируемого космического корабля 344

Малашин А.А., Дьяков П.А. Расчет параметров устойчивого функционирования тросовой системы на орбите 346

Мартыненкова Е.В. Равновесные конфигурации космической тросовой системы с весомым тросом 348

Матюшин М.М., Ковалева М.В. Решение задач определения траектории движения космического аппарата с помощью методов машинного обучения 350

Мельников А.Ю. Баллистическое проектирование многоразовой аэрокосмической системы 353

Носырев А.Н., Кузнецов А.А., Фукин И.И., Завьялова Н.А., Чусовитин Н.В., Негодяев С.С. Определение орбиты с использованием расширенного и сигма-точечного фильтров Калмана 356

Омаров В.Н., Бурлакин В.В. Обоснование необходимости использования нового критерия при оценке моделей гравитационного поля Земли 358

Павлова Е.А. Обеспечение безопасности информационного обмена при решении задач контроля околоземного пространства в гражданском назначении 360

Петров С.Д., Чекунов И.В., Трофимов Д.А., Усачев В.А., Мовсесян П.В. Совместное оценивание шкал времени и орбит навигационных космических аппаратов 362

Пичугин С.Б. Двухфазная модель многопролетной системы с дифференцированной пропускной способностью абонентских и межспутниковых трактов связи 364

Рулев Д.Н., Швед Д.М., Ашманов С.И. Разработка виртуального ассистента космонавта 368

Рулев Д.Н., Бронников С.В., Автайкин М.В., Автайкин С.В., Носов Д.С. Эскизный проект летающего устройства для перемещения и ориентации полезной нагрузки внутри космической станции 371

Самыловский И.А., Бирюков Д.А., Филиппов А.А., Беляков Н.В. Математическое моделирование процессов сближения и встречи динамических объектов 374

Самыловский И.А., Филиппов А.А., Абрамова В.В., Сазонов В.В., Царегородцев А.Ю., Богачева А.Е., Морозов С.С., Комаровский А.Ю., Солдатов И.А. Задачи моделирования и управления, связанные с планированием работы группировки космических аппаратов 376

Самыловский И.А., Царегородцев А.Ю., Филиппов А.А., Беляков Н.В., Богачева А.Е. Сазонов В.В., Комаровский А.Ю., Морозов С.С. Программно-математическая модель космического аппарата как многомодульной структуры 378

Самыловский И.А., Беляков Н.В., Абрамова В.В., Филиппов А.А., Сазонов В.В., Царегородцев А.Ю., Богачева А.Е. Численное исследование устойчивости орбит космических аппаратов в окрестностях Луны 380

Симбирев Н.А., Эйсмонт Н.А., Суханов А.А., Зубко В.А., Федяев К.С. Баллистический сценарий перспективной миссии по исследованию спутников Нептуна Тритона и Нереиды 382

Слободянюк Д.М., Луценко А.Ю., Назарова Д.К., Михайлов М.В., Калугин В.Т. Методика проведения экспериментальных исследований в аэродинамической трубе с использованием крупномасштабной модели 384

Спирин А.И. Парирование сверхмалой утечки атмосферы пилотируемого космического комплекса..... 387

Старостина Т.В., Ковалёв В.В. Лю Юнькай, Бай Вэйчен, Цай Шэндоу, Wu Kuipxu Проектно-баллистический анализ исследовательской миссии к спутнику Юпитера Каллисто 389

Топорков А.Г., Недогарок А.А., Раянова Р.Р., Астапов С.В., Трусова И.К. Сравнение моделей атмосферы Земли в интересах решения задач космической баллистики низкоорбитальных космических аппаратов 391

Топорков А.Г., Трусова И.К., Астапов С.В., Раянова Р.Р. Анализ неуправляемого сведения малоразмерных космических аппаратов с орбиты с использованием надувных устройств..... 393

Ушаков В.А. Модели и алгоритмы комплексного планирования информационных процессов при взаимодействии подвижных объектов..... 395

Целин А.Р., Анфалов А.С., Овсянникова Н.Ю., Слободянюк Д.М., Хомяков М.К. Применение современных программных комплексов к проведению анализа динамики отделения крышки узлов подвески парашютного контейнера от возвращаемого аппарата 397

Чудинов Н.А., Муртазин Р.Ф., Калери А.Ю. Способ безопасного ручного управления космическим кораблем на заключительном участке сближения с Российской орбитальной станцией 400

Шарипова А.Р., Марченко А.Д., Старинова О.Л. Применение аэродинамического маневра при выведении космического аппарата на орбиту галилеевых спутников Юпитера 402

Юрченко Е.С., Курицын А.А., Кутник И.В. Пути повышения эффективности деятельности космонавтов при выполнении программ научно-прикладных исследований 404

Научное издание

XLVII АКАДЕМИЧЕСКИЕ ЧТЕНИЯ ПО КОСМОНАВТИКЕ

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

Сборник тезисов

Москва, 24–27 января 2023 года

Том 2

Художник *Э.Ш. Мурадова*
Компьютерная верстка *Е.В. Ляшкевич*

Оригинал-макет подготовлен
в Издательстве МГТУ им. Н.Э. Баумана.

В оформлении использованы шрифты
Студии Артемия Лебедева.

Подписано в печать 30.06.2023. Формат 70×100/16.
Усл. печ. л. 33,8. Тираж 50 экз.

Издательство МГТУ им. Н.Э. Баумана.
105005, г. Москва, улица 2-я Бауманская, д. 5, стр. 1.
info@bmstu.press
https://bmstu.press

Отпечатано в типографии МГТУ им. Н.Э. Баумана.
105005, г. Москва, улица 2-я Бауманская, д. 5, стр. 1.
baumanprint@gmail.com