КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ

Научно-технический журнал

Журнал выходит ежеквартально

Выпускается с 2013 г.

-сентябт

СОДЕРЖАНИЕ

СТРАТЕГИЯ И ПЕРСПЕКТИВЫ РАЗВИТИЯ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ И ТЕХНОЛОГИЙ

БАЛЛИСТИКА, АЭРОДИНАМИКА, МЕХАНИКА ПОЛЕТА, ПРОЧНОСТЬ, ИССЛЕДОВАНИЕ КОСМОСА

СОЗДАНИЕ И ЭКСПЛУАТАЦИЯ АВТОМАТИЧЕСКИХ АППАРАТОВ, КОМПЛЕКСОВ И СИСТЕМ

СРЕДСТВА ВЫВЕДЕНИЯ, КОСМИЧЕСКИЕ ТРАНСПОРТНЫЕ СИСТЕМЫ, ДВИГАТЕЛИ, ДВИГАТЕЛЬНЫЕ И ЭНЕРГЕТИЧЕСКИЕ УСТАНОВКИ

СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ И ЖИЗНЕОБЕСПЕЧЕНИЯ

БИЗНЕС, ЭКОНОМИКА И МЕНЕДЖМЕНТ КОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ, УПРАВЛЕНИЕ ПРОЕКТАМИ И КАДРАМИ, ИНФОРМАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ, МЕЖДУНАРОДНАЯ ДЕЯТЕЛЬНОСТЬ

Главный редактор член-корреспондент РАН Лопота В.А.

Заместители главного редактора академик РАН Легостаев В.П. дтн, профессор Синявский В.В.

<u>Редакционная коллегия</u>

дтн, профессор Беляев М.Ю. дтн, профессор Борзых С.В. дтн Зубов Н.Е. Потрываева Е.В. Сафонов А.Н. дтн, профессор Соколов Б.А.

Редакционный совет

дтн, профессор Алиев В.Г. дф-мн Алексеев А.К. дэн, профессор Астахов А.А. дтн Балакин С.В. дтн Гудилин В.Е. академик РАН Каторгин Б.И. ктн Комаров М.В. дтн, профессор Кравец В.Г. дтн Любинский В.Е. академик РАН Микрин Е.А. дтн Михайлов М.В. дтн Петров Н.К. дтн Платонов В.Н. кэн Пызин А.Г. член-корреспондент РАН Соловьев В.А. дтн Сорокин И.В. ктн Стрекалов А.Ф. дтн Улыбышев Ю.П. дтн, профессор Филин В.М. дтн, профессор Цыганков О.С.

Журнал является рецензируемым изданием

• мнение редакции не всегда совпадает с точкой зрения авторов статей

- журнал не содержит рекламы
- рукописи не возвращаются

• при перепечатке материалов ссылка на журнал «КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ» обязательна

• плата с аспирантов за публикацию статей не взимается

<u>Учредитель</u>

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

Журнал зарегистрирован в Федеральной службе по надзору в сфере связей и массовых коммуникаций. Свидетельство ПИ №ФС 77-53991 от 8 мая 2013 г.

© ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва»

SPACE ENGINEERING 2 AND TECHNOLOGY 2013

Scientific and Technical Journal

Published quarterly

CONTENTS

STRATEGY AND PROSPECT FOR SPACE ENGINEERING AND TECHNOLOGY DEVELOPMENT

BALLISTICS, AERODYNAMICS, FLIGHT DYNAMICS, STRENGTH, SPACE EXPLORATION

DEVELOPMENT AND OPERATION OF UNMANNED SPACECRAFT, COMPLEXES AND SYSTEMS

LAUNCHERS, SPACE TRANSPORT SYSTEMS, ENGINES, PROPULSION AND POWER SYSTEMS

THERMAL CONTROL AND LIFE SUPPORT SYSTEMS

SPACE BUSINESS, ECONOMICS AND MANAGEMENT, PROJECT AND PERSONNEL MANAGEMENT, INFORMATION TECHNOLOGIES, INTERNATIONAL ACTIVITIES

 Published since 2013

Editor-in-Chief Corresponding member of the Russian Ac. of Sci. V.A. Lopota

Deputy Editors-in-Chief Academician of the Russian Ac. of Sci. V.P. Legostaev Dr. Sci.(Eng.), Professor V.V. Sinyavskiy

Editorial Advisory Board Dr. Sci.(Eng.), Professor M.Yu. Belyaev Dr. Sci.(Eng.), Professor S.V. Borzykh Dr. Sci.(Eng.) N.E. Zubov E.V. Potryvaeva A.N. Safonov Dr. Sci.(Eng.), Professor B.A. Sokolov

Editorial Board

Dr. Sci. (Eng.), Professor V.G. Aliev Dr. Sci, (Phys.-Math.) A.K. Alekseev Dr. Sci. (Econ.), Professor A.A. Astakhov Dr. Sci. (Eng.) S.V. Balakin Dr. Sci. (Eng.) V.E. Gudilin Academician of the Russian Ac. of Sci. B.I. Katorgin Cand. Sci. (Eng.) M.V. Komarov Dr. Sci. (Eng.), Professor V.G. Kravets Dr. Sci. (Eng.), Professor V.G. Kravets Dr. Sci. (Eng.) V.E. Lyubinskiy Academician of the Russian Ac. of Sci. E.A. Mikrin Dr. Sci. (Eng.) N.V. Mikhailov Dr. Sci. (Eng.) N.K. Petrov Dr. Sci. (Eng.) N.K. Petrov Dr. Sci. (Eng.) V.N. Platonov Cand. Sci. (Econ.) A.G. Pyzin Corresponding member of the Russian Ac. of Sci. V.A. Soloviev Dr. Sci. (Eng.) I.V. Sorokin Cand. Sci. (Eng.) A.F. Strekalov Dr. Sci. (Eng.), Professor V.M. Filin Dr. Sci. (Eng.), Professor V.M. Filin Dr. Sci. (Eng.), Professor O.S. Tsygankov

The journal is a peer-reviewed publication

the editorial opinion does not always coincide with the viewpoints of the contributors
the journal does not contain any advertising

• manuscripts are not returned

• no material can be reprinted without a reference to the SPACE ENGINEERING AND TECHNOLOGIES journal

• postgraduate students are not charged for the publication of their papers

<u>Founder</u>

Public corporation S.P.Korolev RSC Energia The journal is registered with the Russian Federal Surveillance Service for Mass Media and Communications.

Certificate ПИ №ФС 77-53991 dated May 8, 2013.

© Public corporation S.P.Korolev RSC Energia

ЦЕЛЕВОЕ ИСПОЛЬЗОВАНИЕ РОССИЙСКОГО СЕГМЕНТА МКС: ЗНАЧИМЫЕ НАУЧНЫЕ РЕЗУЛЬТАТЫ И ПЕРСПЕКТИВЫ

© 2013 г. Легостаев В.П., Марков А.В., Сорокин И.В.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru*

Международная космическая станция (МКС) – единственная имеющаяся в настоящее время в распоряжении человечества постоянно действующая обитаемая космическая платформа на околоземной орбите. Одним из наиболее важных результатов Программы МКС является создание надежной международной кооперации, осуществляющей целевое использование комплекса. Российский сегмент МКС – развивающаяся техническая система, позволяющая обеспечить последовательное совершенствование условий проведения исследований на борту. В статье приводятся некоторые значимые научные результаты, полученные на модулях Российского сегмента МКС различных поколений, и освещаются планы целевого использования сегмента в следующем десятилетии.

Ключевые слова: Российский сегмент Международной космической станции, целевое использование, международное сотрудничество, программа научных и прикладных исследований, комплекс целевых нагрузок, универсальное рабочее место.

THE ISS RUSSIAN SEGMENT UTILIZATION: RESEARCH ACCOMPLISHMENTS AND PROSPECTS

Legostaev V.P., Markov A.V., Sorokin I.V.

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The International Space Station (ISS) is the only operational manned space platform currently available for humanity in the low Earth orbit. One of the most important outcomes of the ISS Program is the establishment of reliable international cooperation that implements the orbiting complex utilization. The Russian Segment of the ISS is an evolving engineering system which enables steady improvements in conditions for conducting in-orbit research. The paper describes technical and research accomplishments achieved on the Russian Segment of the ISS modules of different generations, and unveils plans for further utilization of the Segment in the coming decade.

Key words: Russian Segment of the International Space Station, utilization, international cooperation, research program, research facility, multipurpose workstation.



ЛЕГОСТАЕВ В.П.



МАРКОВ А.В.



СОРОКИН И.В.

ЛЕГОСТАЕВ Виктор Павлович — академик РАН, первый заместитель генерального конструктора по научной работе РКК «Энергия», e-mail: viktor.legostaev@rsce.ru LEGOSTAEV Viktor Pavlovich — RAS academician, First Deputy General Designer in charge of research work at RSC Energia

MAPKOB Александр Викторович – руководитель НТЦ РКК «Энергия», e-mail: alexander.v.markov@rsce.ru MARKOV Alexander Victorovich – Head of STC at RSC Energia

СОРОКИН Игорь Викторович – дтн, заместитель руководителя НТЦ РКК «Энергия», e-mail: igor.v.sorokin@rsce.ru SOROKIN Igor Victorovich – Doctor of Science (Engineering), Deputy Head of STC at RSC Energia

Международная космическая станция (МКС) — многоцелевая научная лаборатория, обеспечивающая проведение фундаментальных и прикладных исследований на околоземной орбите.

Более чем за полвека, прошедших после первого полета человека в космос, были запущены тысячи космических аппаратов, созданы уникальные автоматические и пилотируемые научно-исследовательские комплексы. Человеку удалось не только увидеть Землю со стороны, но и исследовать ее. Стали доступны для изучения другие планеты, звезды и галактики во всем диапазоне электромагнитных колебаний – от жестких гамма-лучей до далекого инфракрасного и радиоизлучения. Ученым удалось получить важные данные о поведении в невесомости всех классов биологических объектов (от молекул белков, вирусов и бактерий до позвоночных животных), изучить особенности протекания в космосе физических процессов в жидкостях и газах, металлах и полупроводниках, в новых конструкционных материалах и покрытиях.

Основной задачей фундаментальных исследований, проводимых на МКС, является получение новых научных знаний о структуре Вселенной и материи, о глобальных факторах, влияющих на нашу планету и околоземное пространство, о климате и природных ресурсах Земли, об организме человека, его сопротивляемости неблагоприятным факторам внешней среды и адаптационным возможностям, о формах эволюции жизни в целом.

Кроме этого, МКС активно используется инженерным сообществом в качестве платформы для реализации прикладных научных исследований в целях:

• отработки новых типов бортовой целевой аппаратуры и методов ее наиболее эффективного применения;

• уточнения данных о действующих факторах космического пространства и изучения условий эксплуатации космических аппаратов; • совершенствования методов и средств обеспечения длительных пилотируемых полетов и технологий сборки больших межорбитальных комплексов в интересах будущих планетных исследований;

• разработки новых космических технологий и их использования в промышленности и социальной сфере на Земле, включая непосредственное получение образцов продукции на орбите.

К настоящему времени создание Американского сегмента (AC) станции завершено, космические агентства-партнеры перешли к его полномасштабному целевому использованию. В то же время Российский сегмент (PC), при сравнимой с AC MKC интенсивности проведения научных исследований, сохраняет потенциал обновления и развития. Его строительство продолжается, введены и планируются к вводу новые модули, предоставляя ученым и инженерам новые технические и ресурсные возможности для исследований в космосе.

Ключевой особенностью процесса строительства РС МКС является последовательное расширение применения метода сменных полезных нагрузок на модулях, цель которого повышение эффективности использования исследовательской аппаратуры. Этот метод основан на применении универсальных рабочих мест (УРМ) для интеграции элементов комплекса целевых нагрузок (КЦН) в составе модулей сегмента. Так, казалось бы, затянувшийся процесс строительства РС МКС все более выявляет свою позитивную сторону возможность для России оставаться на острие новых космических технологий, создавать новое, двигаться вперед, не ограничиваясь на десятилетия техническими решениями 1980-х годов, воплощенными в большинстве эксплуатируемых сейчас модулей РС МКС. Это – путь к новым достижениям.

Для многих одним из наиболее важных результатов реализации Программы МКС является широкомасштабная международная кооперация, поддерживающая этот проект. Структура кооперации рассматривается как модель для будущих международных программ в области исследования и освоения космического пространства.

Двенадцатилетний опыт эксплуатации МКС в пилотируемом режиме продемонстрировал как взаимозависимость, так и взаимовыручку партнеров, обеспечивающих решение общих задач при эксплуатации орбитального комплекса: интегрированными являются и транспортно-техническая инфраструктура, и планирование полетных операций, и экипаж. Явно выраженной в последнее время становится тенденция к интеграции работ по выполнению научных программ, прежде всего, через совместные космические эксперименты (КЭ) (с ESA и JAXA – «Матрешка»; с ESA и DLR – «Плазменный кристалл», «Контур-2», «Дальность»; с JAXA – «Кристаллизатор», «Аквариум»), использование ресурсов партнеров для решения задач в рамках национальных исследовательских программ.

Важным организационным и политическим фактором стало понимание партнерами МКС как единственной имеюшейся в настояшее время в распоряжении человечества постоянно действующей обитаемой космической платформы на околоземной орбите. Существует беспрецедентная возможность использования МКС для отработки некоторых ключевых технологий в целях осуществления следующих шагов в области космических исследований. Эти технологии могут быть отработаны на МКС, а затем использованы на космических аппаратах (КА), отправляемых с МКС в автоматические и пилотируемые облетные миссии к Луне или в точки Лагранжа системы Земля-Луна с последующим возвращением обратно. Такие полеты будут логически предшествовать дальнейшему освоению человечеством космического пространства за пределами низкой околоземной орбиты после 2020 года.

В статье анализируются некоторые значимые технические и научные результаты, полученные на модулях РС МКС различных поколений, в том числе в рамках научно-технического сотрудничества с партнерами по Программе МКС, и освещаются планы целевого использования сегмента в следующем десятилетии.

Интеграция полезных нагрузок на РС МКС

Эффективность выполнения программ научных и прикладных исследований (НПИ) на пилотируемых космических комплексах (ПКК) в существенной степени зависит от технической оснащенности их модулей, бортовых ресурсов, выделяемых на выполнение исследований, и реализуемых принципов интеграции полезных нагрузок. В конечном итоге, последний фактор – решающий, поскольку определяет идеологию целевого использования ПКК и обеспечивает возможность оптимизации ресурсов с учетом текущего технического состояния модулей.

В 2012 году в составе Российского сегмента МКС эксплуатировалось пять модулей: служебный модуль «Звезда» (СМ), стыковочный отсек-1 «Пирс» (СО1), малые исследовательские модули «Поиск» (МИМ2) и «Рассвет» (МИМ1), а также функционально-грузовой блок «Заря» (ФГБ). ФГБ, как составная часть РС МКС, имеет общую массу около 67 т, объем герметичных отсеков – более 200 м³. После завершения сборки он будет состоять из восьми модулей общей массой более 132 т, общим объемом герметичных отсеков сегмента около 470 м³. Все модули в той или иной степени являются или станут после введения в состав МКС научными лабораториями для проведения исследований и «контрольно-испытательными станциями» для отработки перспективных космических систем и технологий на орбите в соответствии с программой, сбалансированной по бортовым ресурсам и учитывающей технический потенциал РС МКС.

Процесс формирования НПИ на РС МКС был инициирован в 1995 году. Этому предшествовал конкурс среди научных организаций, промышленных предприятий и вузов. Более 80 организаций подали 406 заявок по основным направлениям исследований. Первоначальный отбор экспериментов осуществлял Координационный научно-технический совет (КНТС) [1], созданный совместным решением Российского космического агентства (в настоящее время – Федеральное космическое агентство, Роскосмос) и Российской академии наук (РАН). В 1996 году КНТС были определены области исследований на РС МКС. В 1999 году специалистами РКК «Энергия» была проведена оценка технической реализуемости полученных заявок. В конечном итоге разработанная «Долгосрочная программа научно-прикладных исследований и экспериментов на РС МКС» (ДП НПИ) была утверждена Роскосмосом и РАН. В настоящее время действует ее версия 2008 года, завершена разработка версии 2012 года.

В версии ДП НПИ 2008 года КНТС были определены следующие 10 направлений исследований на РС МКС: (1) Физические и химические процессы и материалы в условиях микрогравитации; (2) Геофизика и исследования околоземного пространства; (3) Медико-биологические исследования; (4) Дистанционное зондирование Земли; (5) Исследования Солнечной системы; (6) Космическая биотехнология; (7) Технические исследования и эксперименты; (8) Исследование физических условий в космосе на орбите МКС; (9) Астрофизика и фундаментальные физические проблемы; (10) Образование и популяризация космических исследований. По версии ДП НПИ 2012 года направления расширены с введением соответствия классификации исследований, принятой у партнеров Программы МКС [1, 2].

Международное сотрудничество на МКС оказывает серьезное влияние на выполнение российской национальной программы НПИ. При имевшемся ранее дефиците пользовательских ресурсов РС МКС это влияние рассматривалось как сдерживающее для российской программы, при избытке ряда пользовательских ресурсов в настоящее время - как стимулирующее и позитивное. Увеличение с мая 2010 года российского экипажа МКС до трех человек и планируемое введение в состав РС МКС в 2013 году многоцелевого лабораторного модуля (МЛМ) «Наука» предполагают значительное увеличение времени экипажа, выделяемого для работ по программе научных исследований. Однако срывы поставок аппаратуры научной кооперацией — явление, к сожалению, традиционное в практике создания комплексов целевых нагрузок ПКК – не позволяют в желаемой степени использовать этот ресурс.

Для того чтобы обеспечить требуемые технические условия проведения исследований по указанным выше направлениям, каждый элемент КЦН должен быть интегрирован на модулях наиболее эффективным образом. На борту различных модулей РС МКС (в процессе его поэтапной сборки) это осуществляется различными способами с учетом непременного условия, состоящего в последовательном наращивании предоставляемых ими технических и ресурсных возможностей для проведения исследований.

На СМ и СО1, начиная с введения их в состав МКС в 2000 и 2001 годах соответственно, и до настоящего времени отдельные элементы КЦН обеспечиваются бортовыми ресурсами не через специальные стойки, а напрямую, посредством универсальных электрических, тепловых, вакуумных и других интерфейсов (иными словами, с использованием «индивидуального подхода» к интеграции полезных нагрузок, что иногда требует изготовления и доставки на МКС специальных кабелей, блоков питания, механических адаптеров и иного обеспечивающего оборудования; элементы КЦН могут устанавливаться либо на панелях интерьера модуля, либо — за ними). На МИМ1 и МИМ2, в сравнении с СМ, были применены более совершенные принципы разработки и интеграции исследовательской аппаратуры, которые обеспечили увеличение эффективности целевого использования Российского сегмента [3]:

• интеграция аппаратуры на модулях осуществляется с использованием УРМ методом сменных полезных нагрузок;

• научная аппаратура на УРМ устанавливается и подключается непосредственно в ходе полета;

• УРМ оснащаются стандартными механическими, электрическими, информационными и другими интерфейсами для обеспечения функционирования полезных нагрузок;

• смена полезных нагрузок осуществляется по принципу ротации в соответствии с ходом реализации научной программы или в связи с выходом эксплуатируемого оборудования из строя.

Эти принципы были также использованы при решении вопросов интеграции полезных нагрузок на внешней поверхности СМ: здесь в 2009–2011 годах созданы и введены в эксплуатацию два УРМ нового поколения.

На МЛМ и последующих модулях метод сменных полезных нагрузок будет применен в полном объеме, обеспечивая более эффективное использование установленных на нем комплексов научной аппаратуры. Усовершенствованные УРМ в сочетании с робототехническими системами, двухосными поворотными платформами, автоматизированной шлюзовой камерой, а также выдвижными модуль-полками и стойками в гермоотсеках модулей позволят обеспечить на их внешней поверхности установку и эксплуатацию разнообразных активных и пассивных полезных нагрузок для выполнения программы НПИ.

Примеры наиболее значимых научных результатов

Наиболее актуальными в последние годы становятся вопросы координации всех видов деятельности партнеров по целевому использованию МКС, а также представления его положительных результатов правительствам стран-участниц Программы, широкой международной общественности. Например, активная публичная защита Программы МКС партнерами на всех уровнях в 2009–2010 годах способствовала принятию принципиального решения о продлении срока эксплуатации МКС до 2020 года.

Выполнение программ НПИ на Российском сегменте МКС [4] в настоящее время уже в значительной степени интегрировано в процесс целевого использования орбитального комплекса всеми партнерами Программы. В рамках международного сотрудничества планируется и обеспечивается выполнение многих совместных космических экспериментов и исследовательских программ. Партнеры предоставляют друг другу необходимое оборудование и ресурсы своих сегментов (или модулей), увеличивая тем самым значимость и эффективность реализации собственных научных программ. Основные области совместного целевого использования МКС включают в себя научные исследования, летную отработку элементов и систем космической техники, а также образовательную деятельность. В контексте международного сотрудничества научные исследования на борту (независимо от их тематической направленности) принято разделять [5] на фундаментальные, проводимые в условиях микрогравитации и при воздействии иных факторов космического пространства, и прикладные, выполняемые в обеспечение булуших космических миссий. Важное место в исследованиях на МКС занимают НИОКР, осуществляемые промышленными компаниями, в сочетании с экспериментами коммерческой направленности, основной целью которых является получение какой-либо продукции (как правило, уже на Земле, с использованием результатов исследований, проведенных в космосе) и улучшение ее потребительских характеристик. Космические агентства-партнеры, и НАСА прежде всего, намерены расширять использование МКС путем облегчения доступа к ней ученым, коммерческим компаниям, бесприбыльным организациям и академическим учреждениям.

После перехода к полетам интегрированных экипажей из шести человек всеми партнерами были предприняты меры по усилению координации работ и демонстрации тех результатов исследований на МКС, которые несут очевидную пользу для человечества [2, 5]. Были выделены специфические области целевого использования МКС в интересах всего человечества, такие как медицинские исследования и внедрение космических медицинских технологий в земную медицину, наблюдения Земли, а также образовательная и гуманитарная деятельность. Достижения в этих областях и преследуемые при проведении совместных исследований цели рассматриваются как усиливающие значимость национальных научных программ партнеров на МКС, а также как важные интеграционные факторы.

Ниже приведены некоторые результаты исследований на РС МКС, значимые с точки зрения реальной пользы для человечества. **Медико-биологические исследования** проводятся для выявления угроз и нахождения путей защиты здоровья экипажа при длительных (в том числе межпланетных) полетах. Благодаря новым знаниям, полученным при проведении на орбите медицинских экспериментов «Спрут-МБИ», «Спрут-2», «Кардио-ОДНТ», «Профилактика», «Пульс», «Сонокард», «Дыхание», «Типология», «Пневмокард», БИМС, «Фарма» и других [1, 4] (постановщиком является Государственый научный центр РФ — Институт медико-биологических проблем РАН — ГНЦ РФ ИМБП РАН), обеспечено:

• внедрение методов и средств медицинской диагностики, апробированных в космосе, в практику телемедицины и медицины катастроф;

• отработка методов реабилитации больных после длительного постельного режима;

• отработка методов восстановительной терапии для больных, страдающих пороками двигательной системы.

Разработанные методы и оборудование для контроля и оказания медицинской помощи используются в клиниках (медицинский комплекс «Гамма-1М», анализатор «Рефлотрон-4», аппаратура «Эхограф» (рис. 1), телемедицинское оборудование ТБК-1 и другие приборы). Методы восстановительной терапии для больных, страдающих пороками двигательной системы, также нашли широкое применение в медицинских учреждениях (компенсатор опорной нагрузки, миостимулятор «Стимул-01 НЧ», костюм аксиального нагружения «Регент», подошвенный имитатор опорных нагрузок «Пион» (рис. 2) и другое оборудование).



Рис. 1. Оборудование, отработанное в космосе и используемое в телемедицине и медицине катастроф: а — комплекс «Гамма-1М»; 6 — аппаратура «Эхограф»; в — анализатор «Рефлотрон-4»



Рис. 2. Медицинское оборудование для восстановительной терапии больных, страдающих пороками двигательной системы, созданное с использованием методов, апробированных в космосе: а — костюм «Регент»; б — миостимулятор «Стимул-01 НЧ»; в — имитатор опорных нагрузок «Пион»

Аэромобильные госпитали Министерства чрезвычайных ситуаций для оказания экстренной помощи были разработаны на основе передвижного комплекса средств спасания и эвакуации экипажей на месте посадки (рис. 3).



Рис. 3. Элементы мобильного комплекса по оказанию экстренной медицинской помощи: а — ксеноновый терапевтический контур КТК-01; б — переносная барокамера «Малыш»; в — аппарат для ингаляции «Ингалит»

Таким образом, основными приложениями полученных результатов являются:

• методы и оборудование диагностики и оказания медицинской помощи;

• средства профилактики и адаптации;

• методы и средства развертывания экстренной медицинской помощи.

Биология и биотехнология. Достижения в биологических исследованиях позволяют считать конец XX — начало XXI века «эрой биологии» [2, 5]. В течение всей истории эксплуатации МКС на Российском сегменте были проведены десятки биологических исследований, в том числе совместных с партнерами. Это широкий спектр работ, таких как выращивание кристаллов протеинов, клеточная и общая биология, физиология растений, разработка вакцин и многое другое. Вот некоторые примеры.

Эксперимент «Биориск». Главная цель этого эксперимента, проводимого Институтом медико-биологических проблем РАН, исследование влияния факторов космического пространства на состояние систем «микроорганизмы–субстраты» применительно к проблеме экологической безопасности КА и планетарного карантина.

Было продемонстрировано, что эволюционно разнесенные криптобиотические и покоящиеся стадии живых существ (бактерии, грибы, животные и растения) могут избежать губительного воздействия открытого космоса даже после экспонирования в этих условиях в течение двух лет и семи месяцев (рис. 4). Это новый вклад в фундаментальные знания о пределах жизнеспособности биологических систем различного уровня организации и возможности распространения биологической формы жизни во Вселенной [1, 6]. Было также показано, что при длительном пребывании в экстремальных условиях космического пространства сохраняют свою жизнеспособность не только споры микроорганизмов, но и покоящиеся формы других организмов, стоящих в эволюционном ряду на более высоких уровнях развития (семена высших растений, личинки комара, яйца низших ракообразных), что имеет важное значение для формирования концепции планетарной защиты при межпланетных полетах.

Эксперимент «Растения». Эксперимент, постановщиком которого также является ГНЦ РФ — ИМБП РАН, посвящен исследованию роста и развития высших растений, а также отработке технологии их культивирования в условиях микрогравитации в оранжерее «Лада» (рис. 5).



Рис. 4. Контейнеры «Биориск-МСН» для экспонирования на внешней поверхности МКС



Рис. 5. Оранжерея «Лада» на борту служебного модуля МКС

Анализ результатов по выращиванию четырех последовательных поколений гороха линии 131 показывает, что растения могут длительное время, сопоставимое с длительностью марсианской экспедиции, выращиваться в условиях космического полета без потери репродуктивных функций и формировать жизнеспособные семена [1, 7].

Наиболее важные результаты этого эксперимента:

впервые в условиях космического полета получено четыре последовательных поколения семян генетически маркированной линии гороха;

характеристики роста и развития растений гороха различных линий в течение полного цикла онтогенеза в оранжерее «Лада» не изменяются по сравнению с наземным контрольным вариантом;

впервые показано, что факторы космического полета не влияют на генетический аппарат растений в первом-четвертом «космическом» поколениях.

Эксперимент «Кристаллизатор-РСС». Главная цель эксперимента [1, 4] — получение высококачественных кристаллов протеинов в условиях микрогравитации на борту японского экспериментального модуля Kibo с последующим исследованием их пространственной структуры

на Земле методами рентгеноструктурного анализа с высоким пространственным разрешением (рис. 6).



a)



Рис. 6. Российско-японский эксперимент по высококачественной кристаллизации протеинов на МКС «Кристаллизатор-РСС»: а — установка для кристаллизации протеинов PCRF в составе стойки Ryutai на модуле Kibo; б – укладки с аппаратурой «Кристаллизатор-РСС» на борту МКС; в — электронная карта белка HQL-79, составленная при исследовании его кристаллов, полученных на Земле и на борту МКС [5, 8]

Условия реализации этого эксперимента состоят в том, что Роскосмос и ЈАХА обеспечивают финансирование своей части работ самостоятельно с сохранением баланса вкладов сторон в реализацию КЭ, включая научный аспект.

В результате выполнения эксперимента для российских ученых из Института кристаллографии РАН (ИК РАН) обеспечивается:

• доступ к технологии высококачественной кристаллизации протеинов методом встречной диффузии и ее освоение с использованием разработанной и изготовленной в Японии бортовой аппаратуры; освоение новых методов предполетной подготовки космического эксперимента;

• высокая производительность аппаратуры (в одном блоке *JAXA-PCG* обеспечивается кристаллизация одновременно 144 протеинов; для сравнения — в одном блоке российской аппаратуры «Модуль-1, -3» проводится обработка от 8 до 12 протеинов, а в одном блоке аппаратуры «Луч-2» — 16 протеинов) позволяет существенно расширить спектр исследований как по номенклатуре, так и по статистической значимости результатов;

• доступ к наиболее современному оборудованию для рентгеноструктурного анализа выращенных на МКС кристаллов – циклотрону *Spring-8* в Японии, обеспечивающему более высокую точность и разрешающую способность исследований (повышение разрешения даже на 0,1 Å может оказаться принципиальным для получения научно и практически важного результата).

Наблюдения Земли. МКС использовалась как платформа для проведения визуальноинструментальных наблюдений Земли из космоса с начала работы на ней экипажа экспедиции МКС-1 с 2000 года. За 12 прошедших лет на борту выполнен ряд важных исследований динамики атмосферы и акватории Мирового океана, наблюдений районов сельскохозяйственной деятельности, а также областей, подвергшихся воздействию природных и техногенных катастроф.

Ниже приводится ряд примеров значимых результатов (рис. 7), полученных при проведении экипажем РС МКС визуально-инструментальных наблюдений Земли.

Эксперимент «Ураган». Основной целью эксперимента [4, 9] являются визуальные наблюдения и съемка выбранных районов поверхности Земли с помощью цифровой фото-, видеоаппаратуры и спектрометрического оборудования, обеспечивающего различное пространственное разрешение (рис. 7, *a*, *б*). Объектами наблюдений служат области, где возможны потенциально опасные явления природного или антропогенного происхождения, которые могут привести к дальнейшему катастрофическому развитию событий с непредсказуемыми последствиями. В настоящее время для проведения эксперимента на борту РС МКС используется фотоспектрометрическая система «Ураган ФСС» [4,9].

Полученные результаты, прежде всего, используются для:

• исследования динамики пульсирующих ледников, линий разломов земной коры – центров землетрясений, областей экокатастроф, территорий, пострадавших от наводнений и связанных с высокой пожароопасностью, эрозии почв, процессов рекультивации земель, областей и объектов интенсивной антропогенной деятельности, воздействия на экологическую обстановку при строительстве дорог, трубопроводов, туннелей и т.д.;

• оценки эффективности мер противодействия последствиям природных катастроф.

Ярким примером оперативного применения полученных при выполнении эксперимента фотоматериалов являются данные бортовой съемки о динамике развития паводковой обстановки в г. Крымске Краснодарского края во время катастрофического наводнения в июле 2012 года (рис. 7, *в*). Информация с борта РС МКС была востребована при проведении поисково-спасательных операций подразделениями Министерства чрезвычайных ситуаций, а также при расследовании причин возникновения катастрофы.

Эксперимент «Сейнер». Цель эксперимента [1, 4] — отработка методов взаимодействия членов экипажа РС МКС с судами рыбопромыслового флота в процессе поиска и освоения рыбопродуктивных акваторий Мирового океана. Визуально-инструментальные наблюдения на МКС с использованием цифровых фотокамер координируются по месту и времени проведения с судовыми измерениями гидробиологических (первичная продукция) и оптических (хлорофилл) индикаторов в тестовой акватории с последующей оперативной передачей на Землю результатов измерений (рис. 7, z, ∂).

К основным приложениям полученных результатов относятся:

• наблюдение вод Мирового океана в полосе географических широт ±54° с целью поиска и определения текущих координат био-продуктивных акваторий;

• регистрация формы, структуры и морфометрических характеристик цветоконтрастных образований, наблюдаемых из космоса в определенных биопродуктивных акваториях океана;

• географическая привязка изображений, полученных при наклонном безориентирном фотографировании акваторий.



r)

Рис. 7. Визуально-инструментальные наблюдения Земли на РС МКС: а — фотоспектрометрическая система «Ураган-ФСС», оснащенная специальным механическим интерфейсом для ее установки у иллюминатора СМ; б — цифровое изображение земной поверхности в естественных и условных цветах после обработки с использованием спектральной информации; в — пример оперативной съемки с борта МКС зоны затопления во время катастрофического наводнения в г. Крымске Краснодарского края в июле 2012 г.; г — проведение эксперимента «Сейнер» с помощью цифрового фотографического оборудования (М. Сураев, МКС-21/22); д — примеры цветоконтрастных образований, которые отражают процесс формирования полей фитопланктона в зонах взаимодействия вод Фолклендского течения и вод шельфовой зоны Фолклендских островов: снимок юго-восточного сектора Атлантики, сделанный членами экипажа МКС 10 января 2010 г. и выявленные поля фитопланктона

d)

На основе данных космической съемки во ФГУП «ВНИРО» выполняются подготовка и анализ данных для создания информационной базы температурных условий основных промысловых районов Мирового океана, осуществляется комплексное дешифрирование полученных материалов для выработки рекомендаций при планировании научно-поисковых и промысловых экспедиций рыбодобывающих компаний.

Только за период экспедиций МКС-29-32 (2011-2012 годы) на основании данных фотосъемки, выполненной членами экипажей РС МКС, в общей сложности построено 245 недельных карт температуры поверхности океана (ТПО). Для комплексного анализа материалов эксперимента «Сейнер» построено 150 долгопериодных карт анализа ТПО (среднемесячных, карт аномалий, тенденций, разницы и градиентов ТПО). При отсутствии в настоящее время научно-исследовательских российских экспедиций в отдаленных, перспективных для промысла районах Мирового океана информационная база, накопленная в процессе выполнения эксперимента «Сейнер», является единственным достоверным источником данных о текущем состоянии поверхностного слоя исследуемых акваторий, о распределении гидробиологических параметров, которые влияют на промысловую обстановку.

Физические эксперименты. На орбите существует возможность исключить или ограничить действие гравитации как экспериментального фактора при проведении исследований в области физических наук. Эти исследования ранжируются в широком диапазоне, от физики жидкости и горения до физики элементарных частиц. В течение последних лет, благодаря наличию на борту обоих сегментов МКС высокотехнологичных комплексов научного оборудования для исследований поведения жидкости, процессов горения, для материаловедческих экспериментов, увеличилось количество физических экспериментов, выполняемых партнерами в рамках как национальных, так и совместных исследовательских программ. Из всего многообразия полученных значимых результатов в этой области исследований приведем лишь два примера (рис. 8).

Эксперимент «Плазменный кристалл». Основная цель эксперимента – исследование плазменно-пылевых кристаллов и жидкостей в условиях микрогравитации. Он проводится в течение 11 лет и является примером плодотворного сотрудничества ученых многих стран, прежде всего, России (Объединенный институт высоких температур РАН – ОИВТ РАН), Германии и Франции [1, 4, 5, 10].

Экспериментальная установка «Плазменный кристалл-З Плюс» (рис. 8, *a*) позволяет ученым изучать процессы кристаллизации и плавления в пылевой плазме в условиях микрогравитации, непосредственно наблюдая эти явления (рис. 8, δ) [8]. В состав научной аппаратуры входят экспериментальный блок, турбонасос для откачки из него газа и два видеомагнитофона *TEAC*, являющихся частью оборудования для выполнения эксперимента в режиме «телесайенс». Видеозаписи процесса формирования плазменных кристаллов, наряду с такими физическими параметрами, как давление газа, мощность высокочастотного излучения и размер пылевых частиц, передаются на Землю для анализа.

Наиболее существенные результаты эксперимента следующие:

• впервые обнаружено формирование трехмерных упорядоченных структур сильно заряженных частиц микронного размера с большим параметром неидеальности (трехмерный плазменный кристалл);

• открыто одновременное сосуществование гранецентрированных и гексагональных структур;

• обнаружены нелинейные волны плотности пылевой компоненты;

• обнаружено конвективное движение заряженных макрочастиц в плазменной жидкости.

Потенциальные приложения этих результатов лежат в области нанотехнологий (очистка, осаждение, сепарация), производства новых материалов и покрытий, термоядерного синтеза (удаление пылевых частиц из зоны реакции), разработки перспективных лазеров (рабочее тело из аэрозоля радиоактивных частиц) и др.

Эксперимент «БТН-Нейтрон». Основная цель эксперимента, проводимого Институтом космических исследований РАН (ИКИ РАН) комплексное исследование радиационной обстановки в околоземном космическом пространстве, выявление ее взаимосвязи с солнечной активностью, состоянием магнитосферы и ионосферы Земли [1, 4, 10]. Ее решение имеет большое практическое значение для разработки новых образцов космической техники и для земных приложений, прежде всего в области здравоохранения.

За время проведения эксперимента «БТН-Нейтрон» (рис. 8, *в*) получены следующие основные результаты:

• измерена последовательность энергетических спектров отсчетов во всех детекторах прибора со временем экспозиции 60 с, которая привязана к Всемирному времени;

• измерены профили интегральных темпов счета во всех детекторах прибора с разрешением 60 с, привязанные к Всемирному времени;

• построены карты нейтронного излучения на орбите МКС с пространственным разрешением 5×5° по долготе и широте в географических координатах.



Рис. 8. Физические эксперименты на РС МКС: а — проведение эксперимента «Плазменный кристалл» (С. Волков, МКС-27/28) с научной аппаратурой «ПК-3 Плюс»; б — пример формирования плазменно-пылевой кристаллической структуры в рабочей камере; в — установка аппаратуры эксперимента «БТН-Нейтрон» на внешней поверхности РС МКС (М. Тюрин, МКС-14); г — карта скорости счета быстрых нейтронов в энергетическом диапазоне от 400 КэВ до 10 МэВ

На рис. 8, *г* в качестве примера приведена одна из карт скорости счета нейтронов в заданном энергетическом диапазоне.

Задачей эксперимента «БТН-Нейтрон-2» (2015 г.) являются комплексные измерения энергетического спектра и временной переменности нейтронов на внешней поверхности (действующая аппаратура БТН-М1) и внутри РС МКС (разрабатываемая аппаратура БТН-М2). Основная идея, заложенная в конструкцию аппаратуры БТН-М2, состоит в размещении блока детектирования нейтронов и гамма-лучей внутри объема, который может быть окружен различной комбинацией съемных поглощающих экранов.

Стоит также отметить, что в результате других значимых работ, проводимых ИКИ РАН, в 2013 году на РС МКС будет доставлена аппаратура «Плазменно-волновой комплекс», разработанная в сотрудничестве с научными организациями шести стран и предназначенная для проведения эксперимента «Обстановка» по комплексному исследованию плазменно-волновой среды на орбите МКС [4, 8].

Технические эксперименты и космическое образование. Необходимо упомянуть и другие области исследований на МКС (и на Российском сегменте, в частности), в которых получены важные практические результаты.

Орбитальная лаборатория наиболее приспособлена для отработки разнообразных новых технологий, которые могут быть использованы в интересах будущих космических миссий и иметь «земные» приложения. В течение последних 12 лет на РС МКС выполнено почти 50 технических экспериментов — это широкий спектр исследований от экспериментов по отработке робототехнических устройств до апробирования новых методов мониторинга окружающей среды и новых технологий получения изображений.

Чрезвычайно интересной и перспективной областью целевого использования РС МКС при проведении технических исследований является отработка технологий предполетной подготовки и запуска микро-, нано- и пикоспутников с использованием транспортнотехнической структуры МКС. На Российском сегменте было успешно выполнено семь экспериментов такого рода [1, 4]. Последние яркие примеры — запуск с борта грузового корабля «Прогресс» и успешная эксплуатация на орбите научного микроспутника «Чибис-М», разработанного ИКИ РАН [4, 8], а также запуск экипажем МКС при проведении внекорабельной деятельности (Г. Падалка, экспедиция МКС-31/32) микроспутника «Сфера» для геофизических исследований [4].

Научная и инженерная деятельность на МКС предоставляет много возможностей для решения образовательных задач [4, 5]. Образовательные эксперименты призваны стимулировать интерес учащихся и студентов всех возрастов к естественным наукам и математике, технике, образовательным проектам, что является общей целью деятельности всех агентств-партнеров.

Ожидания российских ученых в отношении перспективы будущих исследований связаны с введением в строй нового поколения модулей РС МКС с их улучшенными пользовательскими характеристиками.

Многоцелевой лабораторный модуль

Многоцелевой лабораторный модуль «Наука» станет наиболее оснащенной российской научной лабораторией на МКС. В 2013 году МЛМ должен заменить СО1 на надирном стыковочном узле СМ, завершив первый этап сборки РС МКС. Модуль предоставит новые возможности для установки научного оборудования как существующего, так и последующих поколений [2-4]. Основное назначение МЛМ - качественное и количественное наращивание технических и ресурсных возможностей РС МКС для реализации программ НПИ с использованием усовершенствованных универсальных рабочих мест внутри и на внешней поверхности молуля. Принципиальным для РС МКС новшеством станет целевое применение современных робототехнических систем (манипулятора ERA, автоматизированной шлюзовой камеры) и предоставление беспрецедентных возможностей по хранению грузов. После введения МЛМ в состав Российского сегмента будет обеспечена возможность его дальнейшего развития интеграции модулей «второго этапа» [3, 4].

Многоцелевой лабораторный модуль научная лаборатория для проведения экспериментов по большинству определенных ДП НПИ направлений исследований. Внутренние УРМ организованы с использованием стоек для элементов КЦН российской разработки, которые позволят интегрировать требуемое количество научной аппаратуры, включая полезные нагрузки, разработанные международными партнерами с использованием стандартов АС МКС для установки в стойки *EXPRESS*, и заменять их в полете после завершения эксперимента (полномасштабная реализация метода сменных полезных нагрузок). То же справедливо и для внешних УРМ.

В состав гермоотсека МЛМ вхолит 14 внутренних УРМ и шесть мест хранения элементов КЦН (рис. 9), которые создаются с использованием пространства за панелями интерьера модуля (места хранения при необходимости могут быть реорганизованы в УРМ). Они оснащаются целевым оборудованием, таким как перчаточный бокс; высоко- и низкотемпературные инкубаторы для биологических и биотехнологических исследований; универсальная многозонная вакуумная печь для экспериментов в области космического материаловедения; усовершенствованная поворотная виброзащитная платформа для предохранения целевых нагрузок от бортовых вибраций при проведении экспериментов. В состав модуля входят УРМ, оснащенные механическими адаптерами для установки элементов КЦН в модифицированные (в сравнении с используемыми на МИМ1) [3] механические адаптеры-стойки с выдвижными модуль-полками (рис. 9). Одно из рабочих мест в МЛМ, размещенное вблизи прозрачного для УФ излучения иллюминатора диаметром 426 мм, предназначено для экспериментов по наблюдению Земли и геофизике.

Внешние УРМ на МЛМ (до тринадцати) организованы с использованием существующих и проверенных на СМ, СО1 и МИМ2 методов и технических средств. Они используют все многообразие внешних механических интерфейсов, отработанных на РС МКС: УРМ-Д [3], ферменные конструкции различных типов, базовые точки манипулятора ERA, магнитомеханические замки, замки для установки аппаратуры на поручнях и т.д. (см. рис. 10). Новыми компонентами системы обслуживания внешних полезных нагрузок станут шлюзовая камера и манипулятор ERA, которые будут использоваться в дополнение к работе экипажа по интеграции полезных нагрузок на внешней поверхности МЛМ во время внекорабельной деятельности.



Рис. 9. Размещение целевого оборудования в МЛМ: а — правый борт; б — левый борт; в — усовершенствованная стойка МЛМ с выдвижными модуль-полками Научное оборудование МЛМ будет доставляться преимущественно транспортными грузовыми кораблями «Прогресс».

Как уже отмечалось, на МЛМ может быть обеспечено размещение и функционирование любых типов полезных нагрузок, которые позволят проводить исследования в любых направлениях на РС МКС за исключением направлений (5) «Исследования Солнечной системы» и (9) «Астрофизика и фундаментальные физические проблемы» из ДП НПИ (версия 2008 года), поскольку положение модуля на орбите в составе МКС не позволяет выполнять наблюдения в верхней полусфере.

Планы целевого использования РС МКС

Следующий (второй) этап целевого использования РС МКС связан с запуском, интеграцией в состав орбитального комплекса и эксплуатацией еще трех российских модулей – узлового и научно-энергетических (НЭМ1 и НЭМ2).

Узловой модуль (УМ), имеющий шесть стыковочных портов, должен быть доставлен к МКС и будет пристыкован к надирному порту МЛМ в качестве многоцелевого адаптера для модулей РС МКС следующего поколения. Модуль с герметичным объемом 19 м³ и усовершенствованной системой обеспечения теплового режима имеет сферический корпус диаметром 3,3 м, оснащенный активными и адаптивными стыковочными узлами (рис. 10).

Два научно-энергетических модуля должны стать наиболее сложными и современными элементами РС МКС. Имея массу при запуске 21 т и объем герметичных отсеков 94 м³ каждый, после стыковки с УМ они завершат процесс сборки Российского сегмента МКС (согласно текущим планам — не ранее 2017 года).

Модули будут оснащены высокоэффективными солнечными батареями, установленными в двухстепенном подвесе и производящими совместно до 24 кВ электроэнергии. Беспрецедентно большой (для российских модулей традиционной конструкции) герметичный объем НЭМ позволит обеспечить интеграцию любых типов научной аппаратуры и оборудования, которые могут доставляться российскими транспортными кораблями «Союз» и «Прогресс». НЭМ рассматривается как базовый элемент серии космических комплексов для будущих пилотируемых полетов за пределы низкой околоземной орбиты.



б





Рис. 10. Многоцелевой лабораторный модуль как основа для дальнейшего развития PC MKC: а — PC MKC «второго этапа» с МЛМ, УМ, НЭМ1 и НЭМ2 в составе; б — пример размещения научной аппаратуры на УРМ-Д в составе СМ (аппаратура «Роботик», ИПИ-СМ, 2009 г.); в — элементы внешних УРМ на МЛМ

Главной задачей при целевом использовании новейших модулей будет отработка технологий в интересах будущих пилотируемых космических полетов [11]. Среди них разработка и создание:

• регенеративных систем жизнеобеспечения;

• отказоустойчивых компьютеров;

• усовершенствованных систем производства и распределения электроэнергии; • электроракетных двигателей;

• робототехнических средств, систем и операций с их использованием;

• средств технической поддержки пилотируемых полетов;

• усовершенствованных систем связи и навигации;

• усовершенствованных систем автономного сближения и стыковки;

• систем медицинского контроля и защиты здоровья экипажа нового поколения;

• космических скафандров нового поколения;

• жилых модулей с улучшенными характеристиками;

других систем и средств.

С точки зрения наращивания потенциала целевого использования РС МКС, принимая во внимание технические и ресурсные возможности его новых модулей, а также высокий уровень научно-технической кооперации с партнерами по программе, в ряду наиболее значимых перспективных проектов рассматриваются:

• проведение на борту своего рода продолжения международного эксперимента «Марс-500» по длительному пребыванию человека в космосе с использованием вновь разрабатываемой регенеративной системы жизнеобеспечения (в конце 2012 года Роскосмосом и НАСА принято принципиальное решение о выполнении в 2014 году пилотируемой экспедиции на МКС российско-американского экипажа продолжительностью один год);

 разработка в международной кооперации (в рамках созданной партнерами специальной Экспертной рабочей группы) программы летной отработки на МКС «комплекта» новых технологий, которые могут быть использованы для полетов за пределы низкой околоземной орбиты;

• разработка сценариев использования МКС как сборочного комплекса для пилотируемых космических кораблей, предназначенных для осуществления дальних космических миссий.

В настоящее время также рассматривается вопрос об использовании модулей РС МКС «второго этапа» в качестве элементов будущих пилотируемых комплексов.

Новые модули могут быть использованы и как компоненты МКС, и/или как основа для строительства новой орбитальной станции (после отделения новых элементов РС МКС от станции на конечном этапе ее существования).

Концепция заменяемых модулей является ключевой позицией для решения задачи продления полета МКС до 2028 года.

Заключение

За время эксплуатации Российского сегмента МКС был получен ряд значимых научных и технических результатов практически по всем направлениям исследований, предусмотренным Долгосрочной программой НПИ (версии 2008 и 2012 годов). Среди них, руководствуясь критериями «польза для человечества» и «фундаментальная научная значимость», можно выделить следующие направления:

• медико-биологические исследования разработка методов и средств медицинской диагностики, апробированных в космосе и внедренных в практику телемедицины и медицины катастроф; методы реабилитации больных после длительного постельного режима, средства профилактики и адаптации; методы и средства восстановительной терапии для больных, страдающих пороками двигательной системы;

• биология и биотехнология — получение фундаментальных знаний о пределах жизнеспособности биологических систем различного уровня организации и возможности распространения биологической формы жизни во Вселенной, а также о том, что факторы космического полета не влияют на генетический аппарат и процесс развития растений, по крайней мере, в первом-четвертом «космическом» поколениях; разработка методов и оборудования для выращивания высококачественных кристаллов протеинов в условиях микрогравитации с последующим получением на основе исследования их молекулярной структуры новых эффективных лекарственных препаратов;

 наблюдения Земли — создание системы визуально-инструментальных наблюдений Земли из космоса для оценки эффективности мер противодействия последствиям природных катастроф и для экологического контроля районов интенсивной антропогенной деятельности; разработка методов поиска и освоения рыбопродуктивных акваторий Мирового океана в процессе взаимодействия членов экипажа РС МКС с судами рыбопромыслового флота;

• физические исследования — получение фундаментальных результатов в цикле исследований плазменно-пылевых кристаллов и жидкостей в условиях микрогравитации; выполнение комплексного исследования радиационной обстановки в околоземном космическом пространстве, выявление ее взаимосвязи с солнечной активностью, состоянием магнитосферы и ионосферы Земли, построение детальных карт нейтронного излучения на орбите МКС;

• технические эксперименты — отработка комплекса новых технологий для совершенствования космической техники и использования для полетов за пределы низкой околоземной орбиты; отработка методов и средств предполетной подготовки и выведения микро-, нано- и пикоспутников с использованием транспортно-технической инфраструктуры PC MKC;

• космическое образование – разработка принципиально новых подходов к организации образовательного процесса в вузах и школах с использованием данных космических экспериментов и с непосредственным участием в нем экипажа PC MKC.

В процессе целевого использования РС МКС идет накопление новых фундаментальных знаний, а полученные в космосе результаты научных исследований используются не только для совершенствования космической техники и технологий, но и внедряются в промышленное производство на Земле [2, 5–10]. Реализация образовательных программ на МКС стала серьезным стимулом для вовлечения молодежи в космические исследования и промышленность. Продолжающееся строительство РС МКС поллерживает его в состоянии линамически развивающейся обновляемой сложной технической системы. В состав сегмента интегрируются новые модули, обладающие улучшенными техническими характеристиками, оснащаемые современным высокотехнологичным бортовым оборудованием для обеспечения функционирования любых типов научной аппаратуры с последовательным расширением применения метода сменных полезных нагрузок. В ходе этого процесса постановщикам экспериментов предоставляется все больше технических и ресурсных возможностей для проведения исследований, что позволяет на постоянной основе обеспечивать повышение эффективности целевого использования сегмента.

Научный потенциал РС МКС, формируемый с использованием современных адаптивных технологий и технических средств, имеет стабильную перспективу развития в текущем десятилетии.

Список литературы

1. Координационный научно-технический совет по программам научно-прикладных исследований на пилотируемых космических комплексах. Направления исследований. URL: http://knts.tsniimash.ru/ru/site/Default. aspx (28.12.2012).

2. Thumm T., Robinson J., Johnson-Green P., Buckley N., Karabadzhak G., Nakamura T., Sorokin I., Zell M., Sabbagh J. International Space Station Research for the Next Decade: International Coordination and Research Accomplishments. IAC Paper IAC-11.B3.1.5. 2011.

3. *Марков А.В., Сорокин И.В.* Малые исследовательские модули МКС — для российской науки // Полет. 2011. № 2. С. 3–12.

4. Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королева в первом десятилетии XXI века (2001—2011). М.: РКК «Энергия», 2011. С. 103–152.

5. Dietel M., Feuerbacher B., Fortov V., Hart D., Kennel C., Korablev O., Mukai C., Pettit D., Sawaoka A., Suedfeld P., Ting S., Wolf P. The Era of International Space Station Utilization: Perspectives on Strategy From International Research Leaders. NASA/NP-2010-03-003-JSC. 2010. P. 42.

6. Novikova N., Gusev O., Polikarpov N., Deshevaya E., Levinskikh M., Alekseev V., Okuda T., Sugimoto M., Sychev V., Grigoriev A. Survival of dormant organisms after long-term exposure to the space environment // Acta Astronautica. 2011. N_{0} 68. P. 1574–1580.

7. Sychev N., Levinskikh M., Gostimsky S., Bingham G., Podolsky I. Spaceflight effects on consecutive generations of peas grown onboard the Russian segment of the International Space Station // Acta Astronautica. 2007. \mathbb{N} 60. P. 426–432.

8. Johnson-Green P., Zell M., Nakamura T., Robinson J., Karabadzhak G., Sorokin I. Research in Space. Facilities on the International Space Station. NP-2009-08-604-HQ. NASA. 2009. P. 62.

9. Беляев М.Ю, Десинов Л.В., Котляков В.М., Юрина О.А. Съемка Земли из космоса: задачи, проблемы, перспективы: Сб. статей под ред. В.П. Легостаева, М.Ю. Беляева // Ракетно-космическая техника. Серия XII. Вып. 1–2. Королев: РКК «Энергия», 2011. С. 181–205.

10. Зеленый Л.М. Космическая наука: состояние, проблемы, перспективы // Полет. 2005. № 1. С. 3–10.

11. Лопота В.А. Космическая миссия поколений XXI века // Полет. 2010. № 7. С. 3–12. Статья поступила в редакцию 13.02.2013 г. УДК 629.784.064.56:531.15

ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВРАЩАТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ КОРАБЛЕЙ «ПРОГРЕСС» ПО ДАННЫМ ИЗМЕРЕНИЙ УГЛОВОЙ СКОРОСТИ И ТОКА СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ

© 2013 г. Беляев М.Ю.¹, Матвеева Т.В.¹, Монахов М.И.¹, Рулев Д.Н.¹, Сазонов В.В.², Цветков В.В.¹

¹ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru*

> ²Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН (ИПМ РАН) Пл. Миусская, 4, г. Москва, Россия, 125047, *e-mail: office@keldysh.ru*

Рассмотрена задача определения углового движения транспортного грузового корабля «Прогресс» по телеметрической информации об угловой скорости корабля и параметрах электрического тока солнечных батарей. Приведены результаты определения вращательного движения кораблей «Прогресс M-11M», «Прогресс M-13M» и «Прогресс M-14M» в режиме одноосной солнечной ориентации. Полученные результаты позволяют рационально планировать эксперименты и рассчитывать квазистатические микроускорения, возникающие при их проведении.

Ключевые слова: микрогравитация, квазистатические микроускорения, динамические уравнения Эйлера, кинематические уравнения Пуассона.

EVALUATION OF ROTATIONAL MOTION OF THE PROGRESS SPACECRAFT USING TELEMETRY DATA ON THE SPACECRAFT ANGULAR RATE AND THE ELECTRIC CURRENT FROM ITS SOLAR ARRAYS

Belyaev M.Yu.¹, Matveeva T.V.¹, Monakhov M.I.¹, Rulev D.N.¹, Sazonov V.V.², Tsvetkov V.V.¹

¹S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, Russia, 141070, e-mail: post@rsce.ru

²Keldysh Institute of Applied Mathematics of Russian Academy of Sciences (IAM RAS), Sq. Miusskaya, 4, Moscow, Russia, 125047, e-mail: office@keldysh.ru

The paper examines the problem of evaluating rotational motion of the transport cargo spacecraft Progress using telemetry data on the spacecraft angular rate and the electric current from its solar arrays. The results of reconstruction of rotational motion of the Progress M-11M, Progress M-13M and Progress M-14M spacecraft in the single-axis solar orientation mode are presented. These results enable efficient planning of experiments and calculation of quasi-static micro-accelerations occurring during their performance.

Key words: microgravity, quasi-static micro-accelerations, Euler dynamic equation, Poisson kinematic equation.



БЕЛЯЕВ М.Ю.



MATBEEBA T.B.



МОНАХОВ М.И.



РУЛЕВ Д.Н.



ЦВЕТКОВ В.В.

БЕЛЯЕВ Михаил Юрьевич – дтн, профессор, заместитель руководителя НТЦ РКК «Энергия», e-mail: mikhail.belyaev@rsce.ru

BELYAEV Mikhail Yurvevich - Doctor of Science (Engineering), Professor, Deputy Head of Center at RSC Energia

МАТВЕЕВА Татьяна Владимировна – ведущий инженер-испытатель РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru MATVEEVA Tatiana Vladimirovna – Lead testing engineer at RSC Energia

МОНАХОВ Михаил Иванович – ктн, ведущий научный сотрудник РКК «Энергия», e-mail: mihail.monahov@rsce.ru

MONAKHOV Mikhail Ivanovich - Candidate of Science (Engineering), Lead scientist at RSC Energia

РУЛЕВ Дмитрий Николаевич – кф-мн, заместитель начальника отдела РКК «Энергия», e-mail: dmitry.rulev@rsce.ru RULEV Dmitry Nikolayevich - Candidate of Science (Physics and Mathematics), Deputy Head of Department at RSC Energia

САЗОНОВ Виктор Васильевич – дф-мн, профессор, главный научный сотрудник ИПМ РАН, e-mail: sazonov@keldysh.ru SAZONOV Viktor Vasilyevich – Doctor of Science (Physics and Mathematics), Professor, Chief scientist at IAM RAS

ЦВЕТКОВ Вячеслав Владимирович – ктн, заместитель руководителя НТЦ РКК «Энергия», e-mail: viatcheslav.tsvetkov@rsce.ru

TSVETKOV Vjatcheslav Vladimirovich - Candidate of Science (Engineering), Deputy Head of Center at RSC Energia

Одноосные закрутки кораблей «Прогресс»

Уровень остаточных микроускорений на Российском сегменте Международной космической станции (МКС) слишком высок для проведения некоторых экспериментов в области микрогравитации. По этой причине изучается возможность выполнения таких экспериментов на транспортных грузовых кораблях (ТГК) «Прогресс» во время их неуправляемого автономного полета. Несколько режимов неуправляемого полета были опробованы на ТГК «Прогресс М1-11» и «Прогресс М-51» в 2004-2005 гг., при этом исследовалась возможность реализации устойчивого режима, который обеспечивает в течение нескольких суток малый уровень

остаточных микроускорений [1-3]. Наиболее перспективным в этом отношении оказался режим гравитационной ориентации вращаюшегося спутника.

В 2011-2012 гг. на кораблях «Прогресс М-11М», «Прогресс М-13М» и «Прогресс М-14М» был опробован режим одноосной солнечной ориентации. Начальные условия движения в этом режиме – закрутка корабля с угловой скоростью 2°/с вокруг направленной на Солнце нормали к плоскости солнечных батарей (СБ). Режим продолжался один-два орбитальных витка. Каждым кораблем до стыковки со станцией выполнялись две закрутки. Этот режим – не лучший по уровню микроускорений, но он представляет интерес для планируемых на ТГК «Прогресс» экспериментов с датчиком конвекции ДАКОН-М [4].

В экспериментах с этим прибором целесообразно менять уровень возникающих квазистатических микроускорений.

Для интерпретации результатов микрогравитационных экспериментов, в частности экспериментов с датчиком конвекции ДАКОН-М, необходимо знать реальные квазистатические микроускорения. Их можно рассчитать, определив вращательное движение корабля. Реконструкция закруток ТГК «Прогресс» выполнялась по телеметрическим значениям компонент угловой скорости корабля в его строительной системе координат и тока, вырабатываемого СБ ТГК. Данные измерений, собранные на некотором интервале времени, обрабатывались совместно различными статистическими методами с помощью интегрирования уравнений движения корабля относительно центра масс. В результате обработки оценивались начальные условия движения и параметры используемых математических моделей. Некоторые полученные результаты приведены ниже.

Математическая модель вращательного движения ТГК

Транспортный грузовой корабль в модели считается твердым телом. Для записи уравнений движения корабля относительно центра масс и соотношений, используемых при обработке данных измерений, вводятся три правые декартовы системы координат. Строительная система $0y_1y_2y_3$ жестко связана с корпусом ТГК. Точка 0 – центр масс корабля, ось $0y_1$ параллельна его продольной оси и направлена от стыковочного узла к агрегатному отсеку, ось $0y_{2}$ перпендикулярна плоскости СБ. В этой системе интерпретируются данные измерений угловой скорости. Светочувствительная сторона СБ обращена к полупространству $y_2 > 0$. Система $0x_1x_2x_3$ образована главными центральными осями инерции ТГК. Оси 0х, составляют малые углы с осями $0y_i$ (*i* = 1, 2, 3). Система $CY_1Y_2Y_3$ близка ко второй геоэкваториальной системе координат эпохи даты. Ее начало находится в центре масс Земли, плоскость CY_1Y_2 совпадает с плоскостью экватора, ось СУ, направлена в северный полюс мира, ось СУ, направлена приблизительно в точку весеннего равноденствия - повернута от плоскости гринвичского меридиана на среднее звездное время против вращения Земли. В системе СУ1 У2 У3 задаются двухстрочные элементы NORAD, которые использованы для моделирования орбитального движения ТГК. Эту систему считаем инерциальной.

Положение системы $0x_1x_2x_3$ относительно системы $0y_1y_2y_3$ будем задавать углами γ , α и β ,

которые введем следующим образом. Система $0y_1y_2y_3$ может быть переведена в систему $0x_1x_2x_3$ тремя последовательными поворотами:

1) на угол α вокруг оси $0y_2$;

2) на угол β вокруг новой оси $0y_3$;

3) на угол γ вокруг новой оси $0y_1$, совпадающей с осью $0x_1$.

Матрицу перехода от системы $0x_1x_2x_3$ к системе $0y_1y_2y_3$ обозначим $||a_{ij}||_{i,j=1}^3$, где a_{ij} — косинус угла между осями $0y_i$ и $0x_j$. Элементы этой матрицы выражаются через введенные углы формулами:

$$\begin{aligned} a_{11} &= \cos \alpha \cos \beta; \\ a_{21} &= \sin \beta; \\ a_{31} &= -\sin \alpha \cos \beta; \\ a_{12} &= \sin \alpha \sin \gamma - \cos \alpha \sin \beta \cos \gamma; \\ a_{22} &= \cos \beta \cos \gamma; \\ a_{32} &= \cos \alpha \sin \gamma + \sin \alpha \sin \beta \cos \gamma; \\ a_{13} &= \sin \alpha \cos \gamma + \cos \alpha \sin \beta \sin \gamma; \\ a_{23} &= -\cos \beta \sin \gamma; \\ a_{33} &= \cos \alpha \cos \gamma - \sin \alpha \sin \beta \sin \gamma. \end{aligned}$$

Матрицу перехода от системы $0x_1x_2x_3$ к системе $CY_1Y_2Y_3$ обозначим $\|b_{ij}\|_{i,j=1}^3$, здесь b_{ij} – косинус угла между осями CY_i и $0x_j$. Элементы этой матрицы параметризуем углами γ_b , δ_b и β_b . Соответствующие формулы для b_{ij} получаются из приведенных формул для a_{ij} подстановкой $\gamma = \gamma_b$; $\alpha = \delta_b + \pi/2$ и $\beta = \beta_b$.

Уравнения движения ТГК относительно центра масс образованы динамическими уравнениями Эйлера для компонент ω_i (i = 1, 2, 3) угловой скорости корабля в системе $0x_ix_2x_3$ и кинематическими уравнениями Пуассона для первой и второй строк матрицы $\|b_{ij}\|$. В уравнениях Эйлера учитываются действующие на ТГК гравитационный и восстанавливающий аэродинамический моменты. Уравнения движения имеют вид

$$\begin{split} \dot{\omega}_{1} &= \mu(\omega_{2}\omega_{3} - \nu x_{2}x_{3}) + \kappa(v_{2}p_{3} - v_{3}p_{2}); \\ \dot{\omega}_{2} &= \frac{\mu' - \mu}{1 - \mu\mu'}(\omega_{1}\omega_{3} - \nu x_{1}x_{3}) + \frac{\kappa(1 - \mu')}{1 - \mu\mu'}(v_{3}p_{1} - v_{1}p_{3}); \\ \dot{\omega}_{3} &= -\mu'(\omega_{1}\omega_{2} - \nu x_{1}x_{2}) + \frac{\kappa(1 - \mu')}{1 - \mu}(v_{1}p_{2} - v_{2}p_{1}); \\ \dot{b}_{11} &= b_{12}\omega_{3} - b_{13}\omega_{2}; \qquad \dot{b}_{21} = b_{22}\omega_{3} - b_{23}\omega_{2}; \\ \dot{b}_{12} &= b_{13}\omega_{1} - b_{11}\omega_{3}; \qquad \dot{b}_{22} = b_{23}\omega_{1} - b_{21}\omega_{3}; \qquad (1) \\ \dot{b}_{13} &= b_{11}\omega_{2} - b_{12}\omega_{1}; \qquad \dot{b}_{23} = b_{21}\omega_{2} - b_{22}\omega_{1}; \\ \mu &= \frac{J_{2} - J_{3}}{J_{1}}; \qquad \mu' = \frac{J_{2} - J_{1}}{J_{3}}; \qquad \nu = \frac{3\mu_{e}}{R^{5}}; \\ R &= \sqrt{x_{1}^{2} + x_{2}^{2} + x_{3}^{2}}; \qquad \kappa = E\rho_{a}\sqrt{v_{1}^{2} + v_{2}^{2} + v_{3}^{2}}, \end{split}$$

где точка над символом означает дифференцирование по времени t; x_i и v_i — компоненты в системе $0x_1x_2x_3$ геоцентрического радиусавектора точки 0 и скорости этой точки относительно поверхности Земли; p_i — параметры аэродинамического момента; J_i — моменты инерции ТГК относительно осей $0x_i$; μ_e — гравитационный параметр Земли; ρ_a — плотность атмосферы в точке 0 (рассчитывается согласно модели ГОСТ Р 25645.166-2004); E — масштабирующий множитель.

При численном интегрировании уравнений (1) единицами измерения служат: времени – 1 000 с, длины – 1 000 км, скорости – 1 км/с; угловой скорости – 0,001 с⁻¹, действующего на КА аэродинамического момента – 1 см/кг, плотности атмосферы – 1 кг/м³, $E = 10^{10}$. Третья строка матрицы $||b_{ij}||$ вычисляется как векторное произведение ее первой и второй строк, начальные значения переменных b_{1i} и b_{2i} параметризуются углами γ_b , δ_b и β_b . Тем самым обеспечивается нужная точность выполнения условий ортогональности этой матрицы. Величины x_i и v_i задаются формулами

$$x_{i} = \sum_{k=1}^{3} Y_{k} b_{ki};$$

$$v_{i} = \sum_{k=1}^{3} V_{k} b_{ki}, \quad i = 1, 2, 3;$$

$$V_{1} = \dot{Y}_{1} + \omega_{e} Y_{2}; \quad V_{2} = \dot{Y}_{2} - \omega_{e} Y_{1}; \quad V_{3} = \dot{Y}_{3}$$

где ω_e – угловая скорость вращения Земли, координаты Y_k и скорости \dot{Y}_k точки 0 в системе $CY_1Y_2Y_3$ вычисляются в функции времени с помощью модели *SGP*4 по подходящему набору двухстрочных элементов.

Параметры μ , μ' в уравнениях (1) и углы γ , α и β можно считать заданными: их проектные значения $\mu = 0,14$; $\mu' = 0,87$; $\gamma = \alpha = \beta = 0$.

Однако ниже эти величины и параметры p_i определяются из обработки данных измерений наряду с неизвестными начальными условиями движения ТГК, т.е. служат параметрами согласования.

Методика обработки данных измерений

Во время закруток ТГК измерялись компоненты угловой скорости в системе $0y_1y_2y_3$ и электрический ток, вырабатываемый СБ. Данные измерений по телеметрическому каналу передавались на Землю. Обработка этих данных, относящихся к одной и той же закрутке, состояла в поиске решения уравнений (1), наилучшим образом согласующего эти данные с их расчетными аналогами. Данные измерений угловой скорости имеют вид

$$t_n, \Omega_1^{(n)}, \Omega_2^{(n)}, \Omega_3^{(n)}, n = 1, 2, ..., N,$$

где $\Omega_i^{(n)}(i = 1, 2, 3)$ – приближенные значения компонент Ω_i угловой скорости ТГК в строительной системе координат в момент времени $t_n: \Omega_i^{(n)} \approx \Omega_i(t_n); t_1 < t_2 < ... < t_N$. Расчетные аналоги измерений компонент угловой скорости вычисляются по формулам

$$\Omega_i = \sum_{k=1}^{3} a_{ik} \omega_k, \quad i = 1, 2, 3,$$
(2)

где значения ω_k берутся из решения уравнений движения ТГК.

Данные измерений тока СБ представляют собой три ряда значений, получаемых от трех датчиков:

$$t_m',\,I_1^{(m)},\,I_2^{(m)},\,I_3^{(m)},\ m=1,\,2,\,...,\,M,$$

где $I_j^{(m)}$ — приближенное значение тока, фиксируемое в момент времени t'_m датчиком с номером j (j = 1, 2, 3); $t'_1 < t'_2 < \ldots < t'_M$. Показания датчиков почти одинаковы, поэтому измерением тока в момент t'_m считается $I_m = [I_1^{(m)} + I_2^{(m)} + I_3^{(m)}]/3$. Расчетный аналог тока СБ имеет вид

$$I = I_0 \eta; \qquad \eta = \sum_{i,k=1}^{3} S_k b_{ki} a_{2i}, \qquad (3)$$

где I_0 — максимальный ток, вырабатываемый СБ; η — косинус угла между осью $0y_2$ и ортом **s** направления Земля—Солнце; b_{ki} определяются уравнениями (1); S_k — компоненты орта **s** в системе $CY_1Y_2Y_3$. Зависимость величин S_k от времени рассчитывается по приближенным формулам.

Пусть ошибки в измерениях компонент угловой скорости независимы и имеют нормальное распределение с нулевым средним значением и стандартным отклонением σ_{Ω} . Ошибки в значениях I_m также независимы, распределены нормально с нулевым средним значением и стандартным отклонением σ_I . Поскольку значения σ_{Ω} и σ_I заранее не известны, совместная обработка обоих видов измерений выполняется методом максимального правдоподобия и сводится [5] к минимизации на решениях системы (1) функционала:

$$\Phi_{1} = 3N \ln \Phi_{\Omega} + M \ln \Phi_{I};$$

$$\Phi_{\Omega} = \sum_{n=1}^{N} \sum_{i=1}^{3} \left[\Omega_{i}^{(n)} - \Omega_{i}(t_{n}) \right]^{2};$$

$$\Phi_{I} = \sum_{m=1}^{M} \left[I_{m} - I_{0} \eta(t_{m}') \right]^{2},$$

где функции $\Omega_i(t)$ и $\eta(t)$ вычисляются по формулам (2), (3). Функционал Φ_1 минимизируется по девяти величинам: аэродинамическим параметрам p_i (i = 1, 2, 3) и начальным условиям

решения системы (1). Начальные условия задаются в момент t_0 , предшествующий на несколько секунд наиболее раннему из моментов t_1 и t'_1 . Начальные значения переменных ω_i обозначим ω_{i0} , начальные значения переменных b_{1i} и b_{2i} , как уже говорилось, выражаются через углы γ_b , δ_b и β_b . Параметры I_0 , μ , μ' , γ , α и β при минимизации фиксированы. Они предварительно находятся из обработки тех же измерений с помощью более простых моделей.

Выражение Ф, представим в виде

$$\Phi_{I} = I_{0}^{2} \Phi_{\eta}; \qquad \Phi_{\eta} = \sum_{m=1}^{M} \left[\eta_{m} - \eta(t_{m}') \right]^{2}; \qquad \eta_{m} = I_{m}/I_{0}.$$

Поскольку параметр $I_{\scriptscriptstyle 0}$ фиксирован, минимизация $\Phi_{\scriptscriptstyle 1}$ эквивалентна минимизации функционала

$$\Phi_2 = 3N\ln\Phi_0 + M\ln\Phi_n. \tag{4}$$

Величины η_m и функция $\eta(t)$ используются для представления результатов реконструкции движения ТГК. Ошибки в значениях величин η_m независимы, распределены нормально с нулевым средним значением и стандартным отклонением $\sigma_n = \sigma_I / I_0$.

Минимизация функционала (4) проводится методами Левенберга-Марквардта и Гаусса-Ньютона [5]. Начальное приближение определяется на этапе упрощенной обработки данных измерений, который описан ниже. Точность аппроксимации измерений и разброс в определении компонент будем характеризовать соответствующими стандартными отклонениями. Приведем расчетные формулы. Пусть $\Phi_{\Omega \min}$ и $\Phi_{\eta \min}$ значения выражений Φ_{Ω} и Φ_{η} в точке минимума функционала (4), C_{Ω} и C_{η} – вычисленные в этой точке матрицы систем нормальных уравнений, возникающих при минимизации указанных выражений методом Гаусса-Ньютона (матрицы 2C₀, 2C₁ приближенно равны матрицам квадратичных форм $d^2 \Phi_{\Omega}, d^2 \Phi_{\eta}$). Тогда формулы стандартных отклонений ошибок в измерениях и ковариационной матрицы К определяемых параметров можно записать в виде

$$\sigma_{\Omega} = \sqrt{\frac{\Phi_{\Omega \min}}{3N}}; \quad \sigma_{\eta} = \sqrt{\frac{\Phi_{\eta \min}}{M}};$$
$$\sigma_{I} = I_{0}\sigma_{\eta};$$
$$K = (\sigma_{\Omega}^{-2}C_{\Omega} + \sigma_{\eta}^{-2}C_{\eta})^{-1}.$$

В первых двух формулах должно быть $M \gg 9$; $3N \gg 9$. Стандартные отклонения определяемых параметров равны квадратным корням из соответствующих диагональных элементов матрицы *K*. Стандартные отклонения величин p_{i} , ω_{i0} , γ_{b} и т.п. будем обозначать σ_{pi} , $\sigma_{\omega i}^{2}$, $\sigma_{\gamma b}$.

а- Упрощенные способы обработки измерений

Движение ТГК в режиме закруток происходило с большой угловой скоростью, поэтому уравнения (1) и описанный выше способ обработки данных измерений целесообразно использовать только на относительно продолжительных отрезках времени. На коротких временных отрезках (30–40 мин) лучше использовать другие модели. В этих моделях движение ТГК и расчетные аналоги измерений описываются более простыми соотношениями, содержащими дополнительные уточняемые параметры, которые в соотношениях (1), (2), (3) считают-ся фиксированными — в рамках модели, при-веденной выше, они уточняются плохо.

Для описания зависимости от времени величин ω_i на сравнительно коротких отрезках времени оказалось возможным использовать динамические уравнения Эйлера свободного твердого тела, на которое не действуют внешние механические моменты. Эти уравнения имеют вид

$$\dot{\omega}_1 = \mu \omega_2 \omega_3; \quad \dot{\omega}_2 = \frac{\mu' - \mu}{1 - \mu \mu'} \omega_3 \omega_1; \quad \dot{\omega}_3 = -\mu' \omega_1 \omega_2.$$
 (5)

Уравнения (5) допускают семейство стационарных решений:

$$\omega_1 = \omega_3 = 0; \qquad \omega_2 = \Omega, \tag{6}$$

где Ω — произвольная постоянная. Решения (6) описывают стационарные вращения ТГК вокруг его главной центральной оси максимального момента инерции. Движениям ТГК в режиме одноосной солнечной ориентации отвечают решения из малой окрестности семейства (6). Для нахождения таких решений можно воспользоваться линеаризованными уравнениями

$$\dot{\omega}_1 = \mu \Omega \omega_3; \quad \dot{\omega}_3 = -\mu' \Omega \omega_1; \quad \dot{\omega}_2 = \Omega,$$

решив которые, получим приближенные формулы общего решения уравнений (5):

$$\omega_{1} = \lambda [A \sin v(t - t_{0}) + B \cos v(t - t_{0})];$$

$$\omega_{2} = \Omega;$$

$$\omega_{3} = A \cos v(t - t_{0}) - B \sin v(t - t_{0});$$

$$\lambda = \sqrt{\frac{\mu}{\mu'}};$$

$$v = \Omega \sqrt{\mu \mu'},$$
(7)

где A и B — произвольные постоянные. Формулы (7) тем точнее, чем меньше абсолютные величины отношений A/Ω , B/Ω .

И решения (6), и формулы (7) можно использовать для обработки измерений угловой скорости ТГК, полученных во время реализации режима одноосной солнечной ориентации.

Расчетные аналоги измерений в обоих случаях определяются соотношениями (2). Рассмотрим сначала использование формул (7). В этом случае соотношения (2) содержат восемь параметров: $A, B, \Omega, \lambda, \nu, \gamma, \alpha$ и β , которые считаем независимыми и оцениваем методом наименьших квадратов из условия минимума введенного выше выражения Фо. После того как оценки указанных параметров найдены, вычисляем $\mu = \lambda \nu / \Omega; \mu' = \nu / \lambda \Omega.$ Параметры μ, μ' и углы γ, α, η В характеризуют тензор инерции ТГК, поэтому представляют большой интерес. Более точные оценки этих параметров можно получить, минимизируя выражение Φ_{Ω} на решениях уравнений (5). В этом случае Φ_{Ω}' рассматривается как функция другого набора из восьми параметров: Ф. $= \omega(t_{0}) \ (i = 1, 2, 3), \mu, \mu', \gamma, \alpha, \beta.$ Минимизация Φ_{Ω} в обоих случаях выполняется методом Гаусса-Ньютона. Сначала минимизация выполняется с использованием формул (7), ее результат служит первым приближением для минимизации Ф на решениях уравнений (5). Затем найденные параметры μ, μ', γ, α, β используются при упрощенной обработке измерений тока и при минимизации функционала (4). Стандартные отклонения указанных параметров обозначим $\sigma_{\mu}, \sigma_{\mu'}, \sigma_{\gamma}, \sigma_{\alpha}, \sigma_{\beta}$. Эти величины и стандартные отклонения остальных уточняемых параметров рассчитываются в рамках обычных предположений метода наименьших квадратов.

Упрощенная модель вращательного движения ТГК для обработки измерений тока СБ включает соотношения (2), (5) и уравнения Пуассона для компонент орта **s** в строительной системе координат. Эти компоненты обозначим s_i . В рамках вышеописанной модели они рассчитываются по формулам

$$s_i = \sum_{j,k=1}^{3} S_k b_{kj} a_{ij}, \quad i = 1, 2, 3.$$

Если пренебречь изменением во времени величин S_k , то для компонент s_i будут справедливы уравнения

$$\dot{s}_1 = s_2 \Omega_3 - s_3 \Omega_2; \quad \dot{s}_2 = s_3 \Omega_1 - s_1 \Omega_3; \quad \dot{s}_3 = s_1 \Omega_2 - s_2 \Omega_1.$$
 (8)

В этих уравнениях функции $\Omega_i = \Omega_i(t)$ выражаются через решение уравнений (5) по формулам (2), параметры которых определены на заданном отрезке времени по измерениям угловой скорости ТГК. При этом значение η в формуле (3) расчетного аналога измеряемого тока принимается равным s_2 .

Уравнения (8) интегрируются численно. Начальные условия компонент s_i выражаются через независимые параметры z_1 и z_2 по формулам

$$s_1 = \frac{2z_1}{1 + z_1^2 + z_2^2}; \quad s_2 = \frac{1 - z_1^2 - z_2^2}{1 + z_1^2 + z_2^2}; \quad s_3 = \frac{2z_2}{1 + z_1^2 + z_2^2}.$$

Это обеспечивает равенство $s_1^2 + s_2^2 + s_3^2 = 1$ в начальный момент времени. При численном интегрировании выписанное равенство выполняется с необходимой точностью в силу свойств уравнений (8).

Параметры z_1, z_2 и максимальный ток I_0 находятся методом наименьших квадратов из условия минимума введенного выше выражения Φ_{I} на решениях системы (8). Начальные условия этой системы и системы (5), которая интегрируется совместно с уравнениями (8) для расчета функций $\Omega_i(t)$, задаются при $t_0 = \min(t_1, t_1')$. Минимизация выполняется методом Гаусса-Ньютона из начальной точки $z_1 = z_2 = 0$; $I_0 = 29$ A, отвечающей идеальной солнечной ориентации ТГК и номинальному значению максимального тока. Качество обработки характеризуется стандартными отклонениями искомых параметров σ_{z1} , σ_{z2} , σ_{I0} и стандартным отклонением ошибок измерений σ_r.

Результаты упрощенной обработки измерений

Некоторые результаты обработки измерений угловой скорости приведены на рис. 1 и в табл. 1. В табл. 1 использовано декретное московское время — ДМВ (UTC + 3 ч). В ней для каждого интервала измерений указаны: его номер, начальная точка t₁, длина $t_N - t_1$ и N - число включенных в обработку моментов времени с измерениями. Интервалы 1-6 относятся к полету ТГК «Прогресс М-13М», измерения на интервалах 7, 8 получены в ходе полета ТГК «Прогресс М-14М». Интервал 6 включает интервалы 4, 5. Табл. 1 также содержит результаты обработки измерений с использованием решений системы (5) (обработка с использованием формул (7) дает близкие результаты). Во всех случаях в качестве момента t_0 использовался момент t_1 . В табл. 1 указаны оценки параметров и их стандартные отклонения; единицами измерения углов и угловой скорости служат, соответственно, радианы и 10⁻³с⁻¹ (при такой единице времени орбитальная частота равна 1,14). Как видно из табл. 1, упрощенная обработка измерений угловой скорости позволяет получить приемлемые оценки тензора инерции ТГК. Особенно интересна оценка угла γ ≈ 7°. Это соотношение выполняется и для ТГК «Прогресс М-11М». Согласно формулам (2), (7), именно угол ү определяет возмущенное движение ТГК в режиме закрутки на Солнце при принятом способе построения начальных условий режима.



Рис. 1. Обработанные данные измерений угловой скорости: маркеры — данные измерений; сплошные кривые — графики аппроксимирующих решений системы (5); слева — интервал 2; справа — интервал 8 (табл. 1)

Таблица 1

							0				
Номер интервала	Дата	t ₁ (ДМВ)	t _N -t ₁ , мин	N	$\sigma_{_{\Omega}}$	ω ₁₀	$\sigma_{_{\omega 1}}$	ω ₂₀	$\sigma_{_{\omega 2}}$	ω ₃₀	$\sigma_{_{\omega 3}}$
1	31.10.2011	10:11:06	6,15	231	0,070	0,487	0,0063	40,183	0,0046	0,859	0,012
2	31.10.2011	11:32:22	18,88	703	0,077	-0,577	0,0040	39,986	0,0029	-0,312	0,0082
3	31.10.2011	13:05:01	20,12	739	0,082	-0,298	0,0067	-0,701	0,0079	0,890	0,0030
4	01.11.2011	16:09:45	7,90	297	0,068	-2,197	0,0059	41,282	0,0040	2,729	0,012
5	01.11.2011	16:19:06	74,00	114	0,129	1,699	0,016	41,177	0,012	3,965	0,028
6	01.11.2011	16:09:45	88,92	555	0,389	-2,163	0,022	41,294	0,017	2,270	0,035
7	26.01.2012	21:45:11	75,92	105	0,095	0,205	0,012	40,636	0,0093	-0,841	0,017
8	27.01.2012	05:09:39	88,86	513	0,282	1,807	0,016	40,965	0,013	2,495	0,025

Результаты упрощенной обработки измерений угловой скорости

Продолжение таблицы 1

Номер интервала	μ	$\sigma_{_{\!$	μ'	$\sigma_{\mu'}$	γ	$\sigma_{_{\gamma}}$	α	$\sigma_{_{\!\alpha}}$	β	$\sigma_{_{eta}}$
1	0,155	0,0021	0,889	0,010	-0,1213	$2,6 \cdot 10^{-4}$	0,0235	0,0066	-0,0164	8,4•10-4
2	0,162	0,0012	0,872	0,0065	-0,1222	9 •10 ⁻⁵	-0,0006	0,0041	-0,0130	5•10 ⁻⁴
3	0,159	0,0016	0,882	0,0087	-0,1222	1•10-4	0,0072	0,0049	-0,0143	6,1•10 ⁻⁴
4	0,156	$4 \cdot 10^{-4}$	0,871	0,0022	-0,1237	$1,1.10^{-4}$	0,0054	0,0013	-0,0139	1,7•10-4
5	0,157	0,0014	0,876	0,0080	-0,1252	$3,5 \cdot 10^{-4}$	0,0057	0,0047	-0,0128	6,8•10 ⁻⁴
6	0,156	0,0017	0,881	0,0094	-0,1225	$4,1 \cdot 10^{-4}$	-0,0027	0,0055	-0,0120	8,2•10-4
7	0,155	0,0054	0,864	0,030	-0,1368	$3,2 \cdot 10^{-4}$	0,0125	0,018	-0,0124	0,0024
8	0,154	0,0014	0,876	0,0080	-0,1337	3,3•10-4	0,0066	0,0047	-0,0111	7,5•10-4

Графики реконструированных функций $\Omega_i(t)$ (i = 1, 2, 3) на двух обработанных интервалах изображены сплошными линиями на рис. 1. Маркеры рядом с графиками указывают данные измерений — точки ($t_n, \Omega_i^{(n)}$). Согласно данным в табл. 1, характерное среднеквадратичное значение ошибки аппроксимации измерений угловой скорости составляет $\sigma_0 = 10^{-4} \text{c}^{-1} \approx 0,006 \,^{\circ}/\text{c}.$

Результаты упрощенной обработки измерений тока приведены на рис. 2. и в табл. 2. Таблица содержит номера интервалов измерений (цифры со штрихом), их начальные точки t'_{1} , длины $t'_{M} - t'_{1}$ и M — число включенных в обработку моментов времени с измерениями.

Кроме того, для каждого интервала с измерениями тока в таблице указан номер интервала с измерениями угловой скорости, результаты обработки которого использованы в соответствующей системе (8), и результаты минимизации функционала Φ_r : оценки параметров упрощенной модели, их стандартные отклонения, стандартные отклонения ошибок измерений σ_I и величины $\sigma_{\eta}, \sigma_{\Omega}^2/\sigma_{\eta}^2$. Номер интервала с измерениями угловой скорости указывает, в частности, на использованные значения параметров $\mu, \mu', \gamma, \alpha, \beta$ из табл. 1. Эти значения индивидуальны для каждого обработанного интервала.



Рис. 2. Обработанные данные измерений тока на ТГК «Прогресс М-13М» (интервал 2'): маркеры — данные измерений; сплошные кривые — графики аппроксимирующих функций; $t_0 = 11:32:19$ ДМВ 31.10.2011

Таблица 2

Номер интер- вала	Дата	t'_1	$t'_{M} - t'_{1},$ мин	М	Номер интер- вала (Ω)	σ _I , A	І ₀ , А	σ ₁₀ , Α	σ_{η}	Z ₁	σ_{z1}	Z ₂	σ_{z2}	$6^{2}\Omega/6^{2}\eta,$ $10^{-6}c^{-2}$
1'	31.10.11	10:09:26	9,38	555	1	0,24	28,89	0,059	0,00822	0,1583	0,0022	- 0,2654	0,0021	71
2'	31.10.11	11:32:19	16,23	972	2	0,19	29,09	0,039	0,00679	- 0,2517	0,0012	- 0,2205	0,0013	129
3′	31.10.11	13:05:00	13,38	806	3	0,32	30,16	0,080	0,0105	- 0,3571	0,0019	- 0,0497	0,0023	61,4
4'	31.10.11	11:31:08	53,13	3 096	2	0,29	28,58	0,029	0,0101	- 0,24239	0,00095	- 0,01073	0,0011	58,5
5′	31.10.11	12:25:11	53,15	3 132	3	0,41	29,45	0,047	0,0138	0,0926	0,0016	- 0,3631	0,0013	35,4
6'	01.11.11	16:09:45	39,93	2 980	6	0,20	28,014	0,0049	0,00702	0,00889	0,00060	0,4220	0,00060	3 062
7'	26.01.12	21:42:31	52,40	3 144	7	0,16	28,035	0,0040	0,00573	- 0,03796	0,00052	- 0,03870	0,00053	268
8'	27.01.12	05:09:39	52,50	3 150	8	0,21	28,039	0,0037	0,00732	0,00384	0,00058	- 0,02842	0,00058	1 483

Результаты упрощенной обработки измерений тока

Интервалы 1'-6' относятся к полету ТГК «Прогресс М-13М», интервалы 7', 8' к полету ТГК «Прогресс М-14М». Интервалы 1'-3' короткие, у них левые (правые) концы отрезков $[t_1, t_N]$ и $[t'_1, t'_M]$ отстоят друг от друга на несколько минут. На рис. 2, иллюстрирующем интервал 2', сплошными гладкими линиями изображены графики решения системы (8) — функций $s_i(t)$ (i = 1, 2, 3), а также график расчетного аналога тока СБ – функции $I = I_0 s_2(t)$. Графики построены на отрезке $[t'_1, t'_M]$ Маркеры рядом с графиками $s_2(t)$ и I(t) — точки (t'_m, η_m) и (t'_m, I_m) , где m = 1, 2, ..., M. Нижний правый график на рисунке – ломаная с вершинами в точках $(t'_m, I_m - I(t'_m))$. Эта ломаная иллюстрирует ошибку аппроксимации измерений тока упрощенной моделью.

Судя по рис. 2 и значениям σ_I в табл. 2, аппроксимация измерений тока на коротких интервалах получилась достаточно точной. Однако для более продолжительных интервалов 4'–8' описанный способ обработки оказался неудовлетворительным. Поскольку уравнения (5) и даже формулы (7) вполне приемлемы для описания изменения угловой скорости ТГК, уравнения (8) должны достаточно точно описывать изменение компонент орта ѕ в строительной системе координат. Уравнения (8) имеют простую структуру. Это линейные дифференциальные уравнения с периодическими коэффициентами (все представляющие интерес решения системы (5) — периодические). Система (8) имеет кососимметрическую матрицу, поэтому ее матрица монодромии ортогональна. Один мультипликатор системы (8) равен 1, два других образуют пару комплексносопряженных чисел, лежащих на единичной окружности. По этой причине в случае найденных $\Omega_{i}(t)$ любое решение системы (8) для переменной *s*, имеет специфический вид и совсем не похоже на любой из верхних осциллирующих графиков на рис. 3. Указанные графики — это ломаные с вершинами в точках (t'_m, I_m) , где m = 1, 2, ..., M. Они должны быть близки графикам функций $I_0 s_2(t)$ и не могут содержать ярко выраженной низкочастотной (с частотами менее 0,001 Гц) составляющей, которая в них очевидно присутствует. Такая составляющая не имеет отношения к движению ТГК и из обрабатываемых измерений тока должна быть исключена.



Рис. 3. Скорректированные данные измерений тока: слева — интервал 6'; справа — интервал 7'; вверху — исходные данные и корректирующая функция; внизу — скорректированные данные (значения t₁' указаны в табл. 2)

По-видимому, эта составляющая обусловлена вкладом солнечного света, отраженного от поверхности Земли. Математическая модель указанной составляющей еще не реализована в описываемом программном комплексе реконструкции вращательного движения ТГК, поэтому исключение данной низкочастотной составляющей из измерений тока на интервалах 4'-8' выполнялось формальным способом.

Способ состоит в следующем. Сначала строится аппроксимация низкочастотной составляющей с помощью выражения (конечного ряда Фурье)

$$\chi(t) = a_{L+1} + a_{L+2}(t - t_1') + \sum_{I=1}^{L} a_I \sin \frac{\pi l(t - t_1')}{t_M' - t_1'},$$

коэффициенты которого $a_1, a_2, ..., a_{L+2}$ наилучшим образом (при использовании метода наименьших квадратов) сглаживают точки $(t'_m, I_m), m = 1, 2, ..., M$. Графики низкочастотной составляющей для интервалов 6', 8' изображены плавными линиями в верхней части рис. 3. Затем вычисляется среднее значение $\langle \chi \rangle$ выражения $\chi(t)$ на сетке $\{t'_m\}$. Функция $\chi(t) - \langle \chi \rangle$ считается той посторонней составляющей, которую следует удалить из данных измерений. Удаление состоит в замене величин I_m величинами $I_m - \chi(t_m) + \langle \chi \rangle$ с сохранением прежних обозначений. Ломаные линии, проходящие через новые точки (t'_m, I_m) , приведены в нижней части рис. 3.

Результаты обработки скорректированных измерений тока на интервалах 4'-8' приведены в соответствующих строках табл. 2. Рис. 4-6 составлены аналогично рис. 1, 2 и иллюстрируют эти результаты для интервалов 6' и 7'. На рис. 4, 5 сплошными гладкими линиями изображены графики функций $\Omega(t)$ и s(t) (i = 1, 2, 3) — коэффициентов и решений системы (8). Графики $\hat{\Omega}_{i}(t)$ построены на отрезке $[t_{1}, t_{N}] \bigcup [t'_{1}, t'_{M}]$, графики $s_{i}(t)$ — на отрезке $[t'_1, t'_M]$. Маркеры рядом с графиками $\Omega_i(t)$ – это использованные для построения решений системы (5) измерения $(t_n, \Omega_i^{(n)}), n = 1, 2, ..., N;$ маркеры рядом с графиками $s_2(t)$ — точки (t'_{m}, η_{m}) , *m* = 1, 2, ..., *M*. В верхней части рис. 6 приведены результаты аппроксимации измерений (t'_{m}, I_{m}) функциями $I = I_{0}s_{2}(t)$, а в нижней части рисунка представлены ошибки такой аппроксимации. Как видим, ошибки аппроксимации скорректированных измерений тока их расчетным аналогом на интервалах 6', 7' несколько выше, чем в случае интервала 2'. Расчетный аналог плохо воспроизводит некоторые локальные детали измерений, хотя значения о, остаются примерно на прежнем уровне. Следовательно, коррекция сделана не вполне адекватно, однако без нее согласие измерений с моделью было бы значительно хуже.



Рис. 4. Обработанные данные измерений угловой скорости и тока на ТГК «Прогресс М-13М» (интервалы 6 и б'): маркеры — данные измерений; сплошные кривые — графики аппроксимирующих функций; $t_0 = 16:09:45$ ДМВ 01.11.2011



Рис. 5. Обработанные данные измерений угловой скорости и тока на ТГК «Прогресс М-14М» (интервалы 7 и 7'): маркеры — данные измерений; сплошные кривые — графики аппроксимирующих функций; $t_0 = 21:42:31$ ДМВ 26.01.2012



Рис. 6. Аппроксимация измерений тока на интервалах б' (t₀ = 16:09:35 ДМВ 01.11.2011) и 7' (t₀ = 21:42:31 ДМВ 26.01.2012) с помощью упрощенной модели: маркеры — данные измерений; сплошные кривые — графики аппроксимирующих функций

Результаты обработки измерений с помощью полной модели

Обработка измерений с помощью полной модели была выполнена на пяти интервалах времени. Результаты обработки представлены в табл. 3 и на рис. 7, 8. Состав измерений на этих интервалах соответствует интервалам 4'-8' из табл. 2. В случае интервалов 6', 7' и 8' соответствие полное, в случае интервалов 4' и 5' данные измерений угловой скорости несколько дополнены. Вследствие указанного соответствия обозначения интервалов в табл. 2 и 3 одинаковы. В частности, включенные в обработку интервалы измерений угловой скорости из табл. 1 указаны в скобках в первом столбце табл. 3.

Таблица 3

Продолжение таблицы 3

Номер интервала	t _o	Δt	σ_{Ω}	ση	γ_0	$\sigma_{_{\gamma 0}}$	δ	$\sigma_{_{\delta 0}}$	β	$\sigma_{_{\beta 0}}$
4′(1,2)	11:31:08	53,13	0,0925	0,00974	5,546	0,019	- 5,443	0,023	-2,605	0,0097
5′(3)	12:25:11	53,15	0,0891	0,0138	2,441	0,031	- 2,011	0,038	0,829	0,0072
6′(6)	16:09:45	39,93	0,358	0,00580	2,563	0,060	- 4,317	0,075	1,002	0,026
7′(7)	21:42:31	52,40	0,110	0,00546	2,641	0,061	1,420	0,11	- 0,547	0,040
8′(8)	05:09:39	52,50	0,275	0,00719	3,149	0,095	2,204	0,14	- 0,739	0,010

Результаты упрощенной обработки измерений угловой скорости

Номер интервала	ω_{10}	$\sigma_{_{\omega 1}}$	ω ₂₀	$\sigma_{_{\omega 2}}$	ω ₃₀	$\sigma_{_{\omega 3}}$	p_1	σ_{p1}	p_{2}	σ_{p2}	$p_{_3}$	$\sigma_{_{p3}}$
4′(1,2)	0,429	0,0038	40,132	0,0028	0,976	0,0060	0,104	0,020	0,003	0,0039	-0,0013	0,0006
5′(3)	0,488	0,0043	40,065	0,0028	- 0,144	0,0077	0,017	0,022	- 0,050	0,0048	-0,0006	0,0006
6'(6)	- 2,058	0,018	41,371	0,0069	2,169	0,037	- 0,083	0,11	- 0,324	0,0093	0,018	0,0028
7′(7)	0,030	0,012	40,589	0,0098	0,952	0,018	0,330	0,10	0,121	0,012	0,027	0,0036
8'(8)	1,713	0,015	40,913	0,0063	2,946	0,026	0,033	0,10	0,103	0,0075	- 0,009	0,0028







Рис. 8. Обработанные данные измерений угловой скорости и тока на ТГК «Прогресс М-14М» (интервалы 7 и 7') с помощью полной модели: маркеры — данные измерений; сплошные кривые — графики аппроксимирующих функций; t₀ = 21:42:21 ДМВ 26.01.2012

Обработка выполнялась в два этапа. На первом этапе минимизировался функционал наименьших квадратов $\Phi_3 = \Phi_{\Omega} + (\sigma_{\Omega}^2/\sigma_{\eta}^2)\Phi_I$, в котором отношение $\sigma_{\Omega}^2/\sigma_{\eta}^2$ бралось из соответствующей обрабатываемому интервалу строки табл. 2. Начальная точка минимизации формировалась следующим образом. Значения углов γ_b, δ_b и β_b находились из условия, что ось $0x_2$ направлена точно по орту s, а ось $0x_1$ лежит в плоскости CY_1Y_2 . Начальные условия угловых скоростей, I_0 и параметры тензора инерции ТГК выбирались такие же, как при упрощенной обработке соответствующих интервалов из табл. 2. Принималось $p_1 = p_2 = p_3 = 0$. Минимизация Ф₃ выполнялась сначала методом Левенберга-Марквардта, а после окончания его работы полученный результат проверялся методом Гаусса-Ньютона. Затем минимизировался функционал (4).

Как оказалось, решение системы (1), обеспечивающее локальный минимум функционалу (4) или Φ_3 , не единственное. После того как один локальный минимум найден, преобразование углов $\gamma_b \rightarrow -\gamma_b$; $\delta_b \rightarrow \delta_b \pm \pi$; $\beta_b \rightarrow -\beta_b$ позволяет иногда получить из найденной точки минимума начальное приближение для удачного поиска другого локального минимума с весьма близким значением функционала. Это преобразование задает поворот ТГК вокруг оси $0x_2$ на угол π . В указанном выше начальном приближении точки экстремума ось $0x_1$ в плоскости орбиты можно направить двумя способами. Разные направления этой оси также могут привести к разным точкам минимума.

Аппроксимация данных измерений разными решениями системы (1), обеспечивающими функционалу (4) близкие минимальные значения, на вид одинакова; количественно (по значениям σ_{Ω} и σ_{η}) такие аппроксимации почти идентичны. В такой ситуации для выбора решения, описывающего фактическое движение ТГК, необходимо привлечение дополнительной информации о положении осей ТГК. Если же не задаваться целью детальной реконструкции движения, а сосредоточиться на свойствах солнечной ориентации, то можно ограничиться анализом движения орта s в строительной системе координат ТГК. Конкурирующие минимали функционала (4) описывают его практически одинаково. По этой причине на рис. 7, 8 движение ТГК иллюстрируется графиками компонент угловой скорости $\Omega_i(t)$ и компонент орта s в системе $0y_1y_2y_3$. Графики изображены сплошными линиями. Маркеры на рисунках указывают точки $(t_x, \Omega_i^{(n)})$ и (t'_m, η_m) .

В табл. З приведены оценки уточняемых параметров полной модели, их стандартные отклонения, а также стандартные отклонения ошибок измерений σ_{Ω} и σ_{η} . Кроме того, в таблице приведены моменты времени t_0 , в которые задавались начальные условия системы (1) и длины Δt объединенных интервалов $[t_1, t_N] \cup [t'_1, t'_M]$. Анализ таблиц и рисунков показывает, что результаты обработки измерений с помощью полной модели несколько изменились по сравнению с результатами упрощенной модели, но все же близки последним.

Выводы

Таким образом, с помощью данной методики можно рассчитать фактическое движение ТГК и квазистатическое микроускорение в любой заданной точке его борта. Указанная неединственость реконструкции движения практически не повлияет на результат.

Полученные результаты позволяют рационально планировать эксперименты в области микрогравитации на ТГК «Прогресс» и рассчитывать квазистатические микроускорения, возникающие при их проведении.

Список литературы

1. Беляев М.Ю., Бабкин Е.В., Сазонов В.В. Режимы неуправляемого вращательного движения КА «Прогресс» для экспериментов в области микрогравитации. Препринт, М.: Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН, 2004, № 44.

2. Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин Е.В., Матвеева Т.В., Сазонов В.В. Эксперименты с неуправляемым вращательным движением КА «Прогресс». Препринт, М.: Институт прикладной математики имени М.В. Келдыша РАН, 2005, № 83.

3. Брюханов Н.А., Цветков В.В., Беляев М.Ю., Бабкин Е.В., Матвеева Т.В., Сазонов В.В. Экспериментальное исследование режимов неуправляемого вращательного движения КА «Прогресс» // Космические исследования. 2006. Т. 44. № 1. С. 52–61.

4. Путин Г.Ф., Глухов А.Ф., Завалишин Д.А., Беляев М.Ю., Сазонов В.В. Исследование микроускорений на борту МКС с помощью датчика конвекции ДАКОН-М // Космические исследования. 2012. Т. 50. Вып. 5. С. 373–379.

5. Бард Й. Нелинейное оценивание параметров. М.: Статистика, 1979. Статья поступила в редакцию 26.03.2013 г. УДК 629.78.082.6.05

АНАЛИЗ СЛОЖНОГО ПРОЦЕССА УПРАВЛЕНИЯ РАСХОДОМ ТОПЛИВА ГЕОСТАЦИОНАРНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА «ЯМАЛ»

© 2013 г. Ковтун В.С.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru*

Девятого августа 2010 года, после успешного завершения программы полета и увода на орбиту «захоронения», был принудительно прекращен более чем 10-летний полет геостационарного космического аппарата «Ямал-100». Успешному завершению полета во многом способствовало решение задачи эффективного расхода топлива реактивных двигателей. В статье представлен метод анализа, применяемый в рамках методологии «вариабельного» управления расходом топлива реактивных двигателей, позволивший оптимальным образом производить расход топлива при выполнении программы полета космического аппарата.

Ключевые слова: вариабельное управление, декомпозиция процесса, стратификация, кластеры, иерархическая структура, матричный метод анализа иерархий, матрица суждений, нормализованный вектор матрицы, согласованность суждений, вектор приоритетов.

ANALYSIS OF COMPLEX PROCEDURE – FUEL CONSUMPTION MANAGEMENT FOR «YAMAL» GEOSTATIONARY SPACECRAFT

Kovtun V.S.

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

On the ninth of August 2010, after successful completion of its flight program and its transfer to a disposal orbit, more than 10 years of in-orbit operation of "Yamal-100" geostationary spacecraft were forcibly brought to an end.

The successful completion of this mission was achieved to a large extent owing to the correct solution of the problem of efficient fuel consumption by the thrusters. This paper presents an analysis method used in the framework of "variable" methodology of thruster fuel consumption management, which enabled optimum fuel consumption in the course of the spacecraft mission.

Key words: variable management, decomposition process, stratification, clusters, hierarchy, matrix method of hierarchy analysis, judgment matrix, matrix normalized vector, judgment coordination, vector of priorities.



КОВТУН В.С.

КОВТУН Владимир Семенович – ктн, начальник отделения РКК «Энергия», e-mail: vladimir.s.kovtun@rsce.ru

KOVTUN Vladimir Semenovich – Candidate of Science (Engineering), Head of Department at RSC Energia

В рамках методологии вариабельного управления расходом топлива реактивных двигателей (РД) производилась стратификация сложного процесса управления полетом космического аппарата (КА) [1, 2]. Стратификация сложного процесса управления полетом КА это метод разделения происходящих на борту КА процессов на страты (слои) для последующего изучения и исследования горизонтальных взаимосвязей между происходящими на борту явлениями в иерархии сложных процессов. При этом РД состоят из электроракетных двигателей (ЭРД) типа стационарных плазменных двигателей (СПД) и газовых двигателей (ГД).

Далее на разных уровнях иерархии процессы объединялись для последующего анализа с целью определения агрегатов, обеспечивающих оптимальный расход топлива на различных интервалах полетного времени. Поиск агрегатов производился с использованием метода анализа иерархий (МАИ), рассмотренного в данной статье применительно к реальным условиям выполнения программы полета КА «Ямал».

В основе методологии в целом лежит управление процессами, происходящими на борту КА и имеющими опосредованное влияние на расход топлива.

Стратификация процесса управления расходом топлива на борту космического аппарата

Стратификация сложного процесса управления расходом топлива РД КА «Ямал» [1, 2] для оценивания расхода топлива с использованием МАИ приводится к агрегатному виду. При этом в агрегат сложного процесса управления расходом топлива А⁰, на уровне первой страты С1, включены три базовых процесса (БП) B_i^0 (*i* = 1, 2, 3):

• B_1^0 – движение КА около центра масс, $B_{4}^{0} \subset A^{0}[3];$

• B_2^0 – движение центра масс космического аппарата, $B_2^0 \subset A^0$ [4, 5];

• B_3^0 – хранение и подача топлива (ксенона Xe), $B_3^0 \subset A^0$ [6].

В каждый БП из уровня второй страты С2 инвестируются по три объекта анализа, состоящих из системных процессов C_i^0 (j = 1, 2, ..., 9) или их кластеров U, объединенных по целевому

назначению и рассматриваемых при анализе как самостоятельные единицы:

• C_1^0 – работа системы тяговых модулей (СТМ), $C_1^0 \in B_1^0$ [7]; • $\bigcup_{j=1,2}^{-1} C_j^0$ – работа СТМ C_1^0 и системы газо-

вых двигателей (СГД) $C_{2^{\prime}}^{0} \bigcup_{j=1,2}^{0} C_{j}^{0} \subset B_{1}^{0}[7,8];$

• $\bigcup_{j=1,3} C_j^0$ – работа СТМ C_1^0 и системы ориентации солнечных батарей (СОСБ) C_{3}^{0} , $\bigcup_{i=1}^{n} C_{i}^{0} \subset B_{1}^{0} [3, 5, 7];$

•
$$C_4^0$$
 – работа СТМ, $C_4^0 \subset B_2^0$ [7, 9];
• $\bigcup_{j=4,5}^{-}$ – работа СТМ C_4^0 и СГД C_5^0 ,
 $\bigcup_{j=4,5}^{-} C_j^0 \subset B_2^0$ [7, 8];
• $\bigcup_{j=4,6}^{-} C_j^0$ – работа СТМ C_4^0 и СОСБ C_6^0 ,
 $\bigcup_{j=4,6}^{-} C_j^0 \subset B_2^0$ [3, 5, 7];

• C_7^0 – контроль расхода топлива в системе хранения и подачи (СХП) при работе СТМ, $C_7^0 \subset B_3^0[6];$

• C_8^0 – контроль расхода топлива в СХП при работе СГД, $C_8^0 \subset B_3^0$ [6];

• C_9^0 – контроль расхода топлива в СХП при его хранении, $C_9^0 \subset B_3^0$ [6, 10].

В каждый системный процесс из уровня третьей страты СЗ инвестируются по три объекта анализа, состоящих из элементных процессов D_k^0 или их кластеров $\bigcup_k (k = 1, 2, ..., 27),$

объединенных по целевому назначению и рассматриваемых при анализе как самостоятельные объекты. Также приводятся ссылки на процессы, инвестируемые из страты четвертого уровня С4 в С3. При этом введены обозначения E_{p}^{0} процессов страты четвертого уровня С4 и их кластеров ∪ [1, 2]. Состав инвестируемых про-

цессов следующий:

• D_1^0 – работа блока автоматики тяговых модулей (БАТМ) и стационарных плазменных двигателей в составе тяговых модулей (TM): $\bigcup_{p=1,2} E^0_{1p} \in D^0_1 \subset C^0_1$ (процессы внутри элементов –

«разрядный ток» СПД Е ⁰₁₁, «броски разрядного тока» СПД E_{12}^{0} [7, 9, 11]; • D_{2}^{0} – работа блока электропитания

(БЭП)
$$\bigcup_{p=1,2} E_{2p}^{0} \in D_{2}^{0} \subset C_{1}^{0}$$
 (процессы внутри эле-

ментов – «разрядное напряжение» E_{21}^0); работа БАТМ $E_{22}^0 \in D_2^0 \subset C_1^0$ (процессы внутри элементов – «разрядный ток» E_{22}^0) [7, 11];

•
$$D_3^0$$
 – работа ТМ, $\bigcup_{p=1,2} E_{3p}^0 \in D_3^0 \subset C_1^0$ (про-

цессы внутри элементов в БАТМ и блоке газораспределения (БГ) ТМ – поддержание в СПД номинального «разрядного тока» E_{31}^0 и «давления во входной магистрали» БГ^ов составе TM E_{32}^{0} [7];

• D_4^0 – объединение трех процессов в кластере $D_4^0 \subset C_2^0$. дискретная работа ГД D_{41}^0 , работа электронагревателей (ЭН) на кронштейне ГД D_{42}^0 и на магистралях подачи топлива D_{43}^0

$$\bigcup_{k=1,\,2,\,3} D^0_{4k} \subset D^0_4 \, [6,\,8];$$

• D_5^0 – объединение двух процессов в кластере $D_5^0 \subset C_2^0$: дискретная работа ГД, работа ЭН на кронштейне ГД, $\bigcup_{k=1,2} D_{5k}^0 \subset D_5^0$ [6, 8];

• D_6^0 – дискретная работа ГД, $D_6^0 \subset C_2^0$ [8];

• D_7^0 – объединение трех процессов в кластере $D_7^0 \subset C_3^0$: работа силы светового давления (ССД) на поверхности солнечной батареи (СБ) D_{71}^0 , магнитного момента (ММ) СБ D_{72}^0 и привода (ПД) СБ D_{73}^0 , $\bigcup_{k=1,2,3} D_{7k}^0 \subset D_7^0$ [3, 5, 12];

• D_8^0 – объединение двух процессов в кластере $D_8^0 \subset C_3^0$: работа ССД на поверхности СБ D_{81}^0 и ПД СБ D_{82}^0 , $\bigcup_{k=1}^{0} D_{8k}^0 \subset D_9^0$ [3, 5];

• D_9^0 – объединение двух процессов в кластере $D_9^0 \subset C_3^0$: работа ММ СБ D_{91}^0 и ПД СБ D_{92}^0 , $\bigcup_{k=1,2} D_{9k}^0 \subset D_9^0$ [12];

•
$$D_{10}^0$$
 – работа БЭП, $\bigcup_{p=1,2} E_{10p} \in D_{10}^0 \subset C_4^0$

(процессы внутри элементов – «разрядное напряжение» СПД E_{101}^{0}), работа БАТМ (процесс внутри элемента – «разрядный ток» СПД E_{102}^{0}) [7, 8, 11];

 D_{11}^{0} – работа ТМ, $\bigcup_{p=1,2} E_{11p} \in D_{11}^{0}$ (процес-

сы внутри элементов в БАТМ и БГ – поддержание в СПД номинальных «разрядного тока» СПД E_{111}^0 и давления во входной магистрали БГ E_{112}^0 [7, 8];

• D_{12}^{0} – работа БАТМ и броски «разрядного тока» в СПД $E_{121}^{0} \bigcup_{p=1,2}^{0} E_{122}^{0} \in D_{12}^{0} \subset C_{4}^{0}$ [7, 8, 11];

• D_{13}^0 – объединение четырех процессов в кластере $D_{13}^0 \subset C_5^0$: непрерывная работа двух ГД D_{131}^0 , D_{132}^0 , работа ЭН на кронштейне ГД D_{133}^0 и на магистралях подачи топлива D_{134}^0 ,

 $\bigcup_{k=1,\,2,\,3,\,4} D^0_{13k} \subset D^0_{13} [8,\,10];$

• D_{14}^0 – объединение четырех процессов в кластере $D_{14}^0 \subset C_5^0$ дискретная работа ГД D_{141}^0, D_{142}^0 работа ЭН на кронштейне ГД D_{143}^0 и на магистра-

лях подачи топлива $D^0_{144'} \bigcup_{k=1,2,3,4} D^0_{14k} \subset D^0_{14}$ [8, 10];

• D_{15}^0 – объединение четырех процессов в кластере $D_{15}^0 \subset C_5^0$: дискретная последовательная работа двух ГД D_{151}^0 , D_{152}^0 работа ЭН на

кронштейне ГД $D^{\scriptscriptstyle 0}_{\scriptscriptstyle 153}$ и на магистралях подачи

топлива
$$D^0_{154}, \bigcup_{k=1,2,3,4} D^0_{15k} \subset D^0_{15}$$
 [8, 10];

• D_{16}^0 – объединение двух процессов в кластере $D_{16}^0 \subset C_6^0$: работа СБ в качестве «движителя КА» D_{161}^0 и работа СБ по разгрузке маховиков от накопленного кинетического момента $D_{162}^0, D_{161}^0 \bigcup_{b=1}^0 D_{162}^0 \subset D_{16}^0$ [5];

• D_{17}^0 – работа СБ по разгрузке маховиков от накопленного кинетического момента, $D_{17}^0 \subset C_6^0$ [3];

та, $D_{17}^0 \subset C_6^0$ [3]; • D_{18}^0 – работа ММ при ориентации СБ на Солнце, $D_{18}^0 \subset C_6^0$ [12];

• D_{19}^0 – контроль расхода топлива по разрядному току СПД, $D_{19}^0 \subset C_7^0$ [8, 9];

• D_{20}^0 – контроль расхода топлива по разрядному току и напряжению СПД, $D_{20}^0 \subset C_7^0[8,9]$;

• D_{21}^0 – контроль расхода топлива по разрядному току и напряжению СПД с учетом бросков разрядного тока, $D_{21}^0 \subset C_7^0$ [8, 9, 11];

• D_{22}^0 – контроль расхода топлива в магистралях объединенной двигательной установки (ОДУ) по характеристикам, которые оказывали заметное влияние на расход топлива (температура и давление), с учетом теплофизических характеристик Хе (вириальные коэффициенты газа), $D_{22}^0 \subset C_8^0$ [6];

• D_{23}^0 – контроль расхода топлива в магистралях ОДУ по бародинамическим характеристикам (температура и давление), $D_{23}^0 \subset C_8^0$ [6];

• D_{24}^0 – контроль расхода топлива в магистралях ОДУ по газодинамическим параметрам ГД, $D_{24}^0 \subset C_8^0$ [6]; • D_{25}^0 – контроль герметичности в ма-

• D_{25}^0 – контроль герметичности в магистралях ОДУ по электродинамическим параметрам СПД, $D_{25}^0 \subset C_9^0$ [6, 8, 13];

• D_{26}^0 – контроль герметичности в магистралях ОДУ по температуре и давлению, с учетом теплофизических характеристик Хе (вириальные коэффициенты газа), $D_{26}^0 \subset C_9^0$ [6];

• D_{27}^0 – контроль герметичности в баках ОДУ по заправочным характеристикам топлива (Xe), $D_{27}^0 \subset C_9^0$ [6].

Анализ сложного процесса управления расходом топлива

Построение иерархической структуры сложного процесса управления расходом топлива и последующая его стратификация позволили использовать для оценочных суждений МАИ [1, 2].

В начале анализа управления расходом топлива его запас размещается в агрегате A^0 , составленном из процессов B_1^0 , B_2^0 , B_3^0 . Матрица суждений, сформированная в соответствии с

ранее принятым методом оценки процессов для *А*⁰, представлена в табл. 1, где введены обозначения собственного и обратного нормализованных векторов матрицы (СНВ и ОНВ).

Таблица 1

Матрица размещения запасов топлива по БП

A^0	B_{1}^{0}	B_2^0	B_{3}^{0}	СНВ	OHB
B_{1}^{0}	1	8	9	0,76	0,06
B_{2}^{0}	1/8	1	9/8	0,16	0,44
B_{3}^{0}	1/9	8/9	1	0,08	0,50

Цифрами обозначены суждения об относительном распределении топлива на выполнение программы полета (ПП) КА «Ямал» при общем запасе 90 кг и проектном распределении на реализацию БП B_1^0 , B_2^0 , B_3^0 . При этом весовому коэффициенту 1 соответствует 10 кг топлива. В табл. 1 СНВ определяет приоритет суждений по размещаемому запасу топлива – больший приоритетный коэффициент соответствует меньшему необходимому расходу. А ОНВ распределяет приоритеты по необходимости экономии топлива в процессе управления. Индекс согласованности суждений I_{ss} близок к нулю, из чего следует высокая точность суждений [1].

По вектору приоритетов (ВП) расхода запасов топлива, определенному как ОНВ матрицы A^0 , отдается предпочтение процессу B_3^0 . Это полностью согласуется с логикой управления запасами топлива, так как его потери из-за несанкционированного расхода в наибольшей степени влияют на достижение полетных целей. Далее производится оценка построенной иерархической структуры для принятых вариантов управления расходом топлива через трансформацию системных процессов (страта 2-го уровня, C2).

Матрица суждений, сформированная для процесса B_1^0 , представлена в табл. 2. Исходным для формирования матрицы являлся прогнозируемый расход топлива на фиксированном (месячном) отрезке полетного времени $[t_0, t_k]$ при трех возможных вариантах выполнения управления движением КА около центра масс с использованием: тяговых модулей, $C_1^0 - 0.02$ кг; кластер «ТМ + ГД», $\bigcup_{j=1,2} C_j^0 - 0.041$ кг; кластер

«ТМ + СОСБ», $\bigcup_{j=1,3} C_j^0 - 0,012$ кг. Оценка произ-

водилась с учетом возможных вариантов изменения протекания сложного процесса управления полетом космического аппарата в целом. Таблица 2

Матрица суждений по расходу топлива при реализации БП «Движение КА около центра масс»

B_1^0	${C}_{1}^{0}$	$\bigcup_{j=1,2} C_j^0$	$\bigcup_{j=1,3} C_j^0$	ВΠ
C_{1}^{0}	1	1/2,1	1/0,6	0,32
$\bigcup_{j=1,2} C_j^0$	2,1	1	2,1/0,6	0,15
$\bigcup_{j=1,3} C_j^0$	0,6	0,6/2,1	1	0,53

При этом, в соответствии с МАИ, при использовании кластера, состоящего из нескольких процессов, сравнивался расход в каждом процессе отдельно. Вариант шкалы 2×2 представлен в табл. 3, при этом расход топлива на выполнение ПП составил на TM $\approx 0,011$ кг и на ГД $\approx 0,03$ кг.

Таблица 3

Матрица суждений по распределению расхода топлива при управлении на ТМ и ГД в кластере «ТМ + ГД» и реализации БП «Движение КА около центра масс»

$\bigcup_{j=1,2} C_j^0$	ТМ	ГД	ВП		
ТМ	1	2,71	0,73		
ГД	0,37	1	0,27		

Аналогично была сформирована матрица приоритетов для кластера $\bigcup_{j=1,3}^{U} C_{j}^{0}$ (табл. 4). Рас-

ход топлива составил на TM $\approx 0,02$ кг и на TM + СОСБ $\approx 0,012$ кг.

Таблица 4

Матрица суждений по распределению расхода топлива при управлении с использованием ТМ или в кластере «ТМ + СОСБ» и реализации БП «Движение КА около центра масс»

$\bigcup_{j=1,3} C_j^0$	ТМ	TM + COCB	ВП
ТМ + СОСБ	1	1,71	0,63
ТМ	0,60	1	0,37

Для получения обобщенного вектора расхода топлива по двум кластерам процесса B_1^0 «Движение КА около центра масс», в соответствии с МАИ, значения ВП в табл. З умножались на значение приоритетного коэффициента 0,15, соответствующего приоритету кластера «ТМ + ГД», $\bigcup_{j=1,2} C_j^0$ (см. табл. 2).
Аналогично значения ВП в табл. 4 умножались на значение приоритетного коэффициента 0,53 соответствующего кластера «ТМ + СОСБ», $\bigcup_{j=1,3}^{C_j^0}$ (см. табл. 2).

В результате было получено обобщенное распределение приоритетов, представленное в табл. 5.

Таблица 5

Матрица суждений по распределению расхода топлива внутри кластеров в составе БП «Движение КА около центра масс»

$\bigcup_{j=1,}$	C_{j}^{0}	$\bigcup_{j=1}$	$\int_{,3} C_j^0$
ТМ	0,11	ТМ + СОСБ	0,33
ГД	0,04	ТМ	0,20

В соответствии с МАИ сформирована матрица суждений для процесса B_2^0 (табл. 6). При этом прогнозируемый расход топлива на фиксированном отрезке полетного времени $[t_0, t_k]$ для трех возможных вариантов реализации процесса «Движение центра масс КА» составил на: ТМ C_4^0 – 1,3 кг; «ТМ + ГД», $\bigcup_{j=4,6}^{C_0^0} - 9,1$ кг; «ТМ + СОСБ», $\bigcup_{j=4,6}^{C_0^0} - 1,2$ кг.

Таблица 6

Матрица суждений по расходу топлива при реализации БП «Движение центра масс КА»

B_2^0	C_4^0	$\bigcup_{j=4,5} C_j^0$	$\bigcup_{j=4, 6} C_j^0$	ВΠ
C_4^0	1	1/7	1/0,9	0,40
$\bigcup_{j=4,5} C_j^0$	7	1	7/0,9	0,16
$\bigcup_{j=4,6} C_j^0$	0,9	0,9/7	1	0,44

Отдельная оценка кластера $\bigcup_{j=4,\,5} C_j^0$ представ-

лена в табл. 7. Расход топлива составил при регулировании процесса движения КА с использованием ТМ $\approx 1,05~{\rm kr}$ и ГД $\approx 8,05~{\rm kr}.$

Таблица 7

Матрица суждений по распределению расхода топлива при управлении на ТМ и ГД в кластере «ТМ + ГД» и реализации БП «Движение центра масс КА»

$\bigcup_{j=4,5} C_j^0$	ТМ	ГД	ВП
ТМ	1	7,67	0,88
ГД	0,13	1	0,12

Отдельная оценка кластера $\bigcup_{j=4, 6}^{-} C_j^0$ представ-

лена в табл. 8. Расход топлива составил при регулировании процесса движения КА с использованием $TM \approx 1,3$ кг и «TM + COCE» $\approx 1,2$ кг.

Таблица 8

Матрица суждений по распределению расхода топлива при управлении с использованием ТМ или в кластере «ТМ + СОСБ» и реализации БП «Движение центра масс КА»

$\bigcup_{j=4,\ 6} C_j^0$	ТМ	ТМ + COCБ	ВП
TM + COCE	1	1,08	0,52
ТМ	0,92	1	0,48

Для получения обобщенного вектора расхода топлива по двум кластерам процесса B_2^0 «Движение центра масс КА», значения ВП (табл. 7) умножались на значение приоритетного коэффициента 0,16, соответствующего приоритету кластера «ТМ + ГД» $\bigcup_{j=4,5}^{0} C_j^0$ (табл. 6),

и аналогично значение ВП (табл. 8) умножалось на значение приоритетного коэффициента 0,44, соответствующего приоритету кластера «ТМ + СОСБ» $\bigcup_{j=4,6}^{C_j} C_j^0$ (табл. 6). Результаты суж-

дений приведены в табл. 9.

Таблица 9

Матрица суждений по распределению расхода топлива внутри кластеров в составе БП «Движение центра масс КА»

$\bigcup_{j=4,}$	$_{5}^{C_{j}^{0}}$	$\bigcup_{j=4}$	${}_{6}^{C_{j}^{0}}$
ТМ	0,14	ТМ + СОСБ	0,23
ГД	0,02	ТМ	0,21

Для формирования матрицы суждений по процессу B_3^0 контроля расхода топлива в СХП на фиксированном отрезке полетного времени $[t_0, t_k]$ определялся возможный расход через допустимые потери топлива при протекании системных процессов C_7^0 , C_8^0 , C_9^0 . При этом допустимые значения негерметичности в *i*-х замкнутых объемах СХП при протекании системных процессов C_7^0 , C_8^0 , C_9^0 [6] умножались на продолжительность каждого из указанных системных процессов на вышеприведенном отрезке с последующим суммированием. Допустимые значения негерметичности определялись через массовый расход $G_{imax} = \rho_i q_{imax}/P_i$,

где ρ_i – плотность Xe; q_{imax} – допустимое значение утечки газообразного Xe; P_i – давление в контролируемом объеме. В результате были получены, например, значения допустимых потерь топлива ~ 2,3 г; ~ 0,3 г; ~ 0,2 г, которые соответствуют системным процессам C_7^0 , C_8^0 , C_9^0 соответственно.

По принятому методу сформирована матрица суждений, представленная в табл. 10.

Таблица 10

Матрица суждений по допустимым потерям топлива в СХП

B_3^0	C_{7}^{0}	C_{8}^{0}	C_9^0	ВП
C_{7}^{0}	1	1/8	1/12	0,83
C_{8}^{0}	8	1	8/12	0,10
C_{9}^{0}	12	12/8	1	0,07

Из табл. 10 следует, что наибольшее внимание на отрезке времени $[t_0, t_k]$ выполнения ПП необходимо уделять контролю СХП при работе СТМ, так как допустимые потери топлива в этом процессе могут быть наибольшими.

Далее был выполнен анализ влияния элементных процессов на расход топлива. Каждый ТМ (всего восемь) имеет, как правило, свои отличительные регулировочные характеристики, которые определяют расход топлива [8, 10]. Для разгрузки маховиков от накопленного кинетического момента можно выбирать по указанным характеристикам один из ТМ, установленных на КА.

Апостериорный анализ показал, что секундный массовый расход топлива для одной и той же разгрузки зависит от выбора ТМ по регулировочным характеристикам и может составить: по разрядному току при наличии бросков тока разряда СПД (процесс D_1^0) – $5,4\cdot10^{-5}$ кг/с; по разрядному напряжению и току без наличия бросков тока СПД (процесс D_2^0) – $2,2\cdot10^{-5}$ кг/с; по разрядному току без наличия бросков тока СПД (процесс D_3^0) – $3,6\cdot10^{-5}$ кг/с.

При этом необходимо отметить, что явления «бросков тока разряда» наблюдались в СПД при работе всех ТМ [11]. Для анализа выбирались только те ТМ, в которых проявление «бросков тока разряда» происходило в первые 15 с их работы. Указанного времени было необходимо и достаточно для выполнения разгрузки маховиков.

По результатам анализа матрица суждений системного процесса C_1^0 , в состав которого включены процессы элементов D_1^0 , D_2^0 , D_3^0 , приняла вид, представленный в табл. 11.

Матрица суждений по расходу топлива при реализации системного процесса работы ТМ

C_{1}^{0}	D_1^0	D^0_2	D^0_3	ВП
D_{1}^{0}	1	2,2	1,5	0,21
D_{2}^{0}	1/2,2	1	2,2/1,5	0,47
D_{3}^{0}	1/1,5	1,5/2,2	1	0,32

На основе аналогичных суждений производилось построение матриц по другим системным процессам $C_2^0 - C_9^0$. В результате получено иерархическое построение матриц суждений по вариантам управления расходом топлива, представленное ниже на рис. 1–3. Для всех приведенных матриц суждений $I_{ss} \approx 0$. При этом в основу суждений по системным процессам были положены следующие оценки:

• C_2^0 – апостериорной информации, полученной в результате анализа расхода топлива в процессе дискретной работы ГД при управлении движением КА около центра масс, в различных кластерных объединениях с процессами, связанными с работой ЭН КА;

• C_3^0 – информации об определенных значениях управляющих моментов от СБ, используемых для управления движением около центра масс КА, с выбранным критерием оценки применяемых методов, по эквивалентным затратам топлива в РД на выполнение тех же динамических операций;

• C_4^0 – влияния на среднее значение удельного импульса тяги ТМ на маневре изменений разрядного напряжения и тока («бросков разрядного тока»), по сравнению с протеканием процессов при номинальных значениях тока и напряжения разряда; повышение разрядного напряжения при номинальном значении тока приводит к увеличению среднего значения удельного импульса тяги, а «броски разрядного тока» – к его уменьшению;

• C_5^0 – апостериорной информации, полученной в результате анализа расхода топлива при дискретной работе ГД при управлении движением центра масс КА, в различных кластерных объединениях с процессами, связанными с работой ЭН КА;

• \hat{C}_6^0 – использования режима работы СБ по перемещению центра масс КА для уменьшения расхода топлива на выполнение ПП на фиксированном интервале;

• C_7^0 – массы расходуемого топлива из контролируемых объемов на заданном интервале работы ТМ, определяемой различными

Таблица 11

методами по текущему массовому расходу топлива, зависящему от регулировочных характеристик СПД;

• C_8^0 – различных методов точности определения текущего массового расхода топлива из контролируемых объемов ОДУ при работе ГД;

• C_9^0 – различных методов точности определения текущего массового расхода топлива из контролируемых объемов ОДУ при его хранении.

Суждения координатора, занимающегося управлением полетом КА, базировались на результатах прогноза протекания процессов. Проверка суждений производилась по итогам выполнения ПП на определенном интервале. Итоги являлись той «обратной связью» в системе управления сложным процессом, которая позволяла проводить дальнейшее уточнение суждений [1, 2].

Синтез процессов при управлении полетом космических аппаратов

Для обеспечения непрерывного и круглосуточного выполнения функции космического ретранслятора работающими стволами бортового радиотехнического комплекса осуществлялось непрерывное управление процессами движения относительно центра масс КА «Ямал» и движения центра масс КА «Ямал». Оценка эффективности управления расходом топлива РД на фиксированном интервале осуществлялась с использованием МАИ по векторам приоритетов матриц суждений иерархической структуры (рис. 1–3). На основании принятых суждений была разработана оптимальная циклограмма управления расходом топлива при непрерывном регулировании указанных процессов движения.

A^0	B_{1}^{0}	B^0_2	B^0_3	ВΠ
B_{1}^{0}	1	8	9	0,06
B_2^0	1/8	1	9/8	0,44
B^0_3	1/9	8/9	1	0,50

Рис. 1. Матрица суждений для процесса первого уровня стратификации С1 Единым показателем для оценки применяемых методов была минимизация расхода топлива на выполнение ПП. При этом поиск наименьшего из возможных значений расхода топлива осуществлялся по приоритетным коэффициентам, соответствующим цели. Исходными данными для выполнения маневров КА «Ямал» были величины характеристической скорости по бинормали и трансверсали на фиксированном интервале времени. По бинормали коррекция орбиты КА могла быть осуществлена только с использованием РД. В матрице приоритетов B_2^0 для коррекции орбиты выбран процесс C_4^0 (работа системы ТМ), приоритетный коэффициент которого $K_{C_4^0} = 0,4$ максимален для про-

анализированных системных процессов.

Далее выбирались для коррекции ТМ, имевшие максимальное среднее значение удельного импульса тяги СПД. Из матрицы приоритетов C_4^0 следует, что это ТМ, в которых СПД имеют наилучшие характеристики в элементном процессе D_{10}^0 по «разрядному току и напряжению» при условии отсутствия бросков «разрядного тока», $K_{D_{10}^0} = 0,37$. В общем

распределении топлива на борту для процесса B_2^0 коэффициент приоритета $K_{B_2^0}^0 = 0,44.$

Тогда, согласно МАИ, обобщенный весовой коэффициент $K_{B_2^0}^{\sum_1}$ оценки реализации выбран-

ных процессов при движении центра масс КА по бинормали в контексте управления расходом топлива КА в целом имеет значение

$$K_{B_2^0}^{\sum_1} = K_{B_2^0} K_{C_4^0} K_{D_{10}^0} \approx 6.5 \cdot 10^{-2},$$

которое является приоритетным, так как оценка проводилась по максимальным значениям составляющих приоритетных коэффициентов ВП.

По трансверсали процесс движения центра масс регулировался кластером системных процессов $\bigcup_{j=4, 6}^{U} C_j^0$. При выборе для регулирова-

ния процессов «ТМ + СОСБ» коэффициент оценки кластера $K_{\bigcup_{j=4,6}C_j^0} = 0,23$ (см. табл. 9).

B_1^0 C_1^0 $\bigcup_{j=1,2}^0$ C_j^0 $\bigcup_{j=1,3}^0$	C_j^0 B Π	B_{2}^{0}	C_4^0	$\bigcup_{j=4,5} C_j^0$	$\bigcup_{j=4,6}C_j^0$	ВП	B_3^0	C_{7}^{0}	C_{8}^{0}	C_9^0	ВΠ
C_1^0 1 1/2,1 1/0	6 0,32	C_4^0	1	1/7	1/0,9	0,40	C_{7}^{0}	1	1/8	1/12	0,83
$\bigcup_{j=1,2} C_j^0$ 2,1 1 2,1/0	,6 0,15	$\bigcup_{j=4,5}C_j^0$	7	1	7/0,9	0,16	C_8^0	8	1	8/12	0,10
$\bigcup_{j=1,3} C_j^0$ 0,6 0,6/2,1 1	0,53	$\bigcup_{j=4,6}C_j^0$	0,9	0,9/7	1	0,44	C_9^0	12	12/8	1	0,07

Рис. 2. Матрицы суждений для процессов второго уровня стратификации С2

Ковтун В.С.

C_{1}^{0}	D_{1}^{0}	D_2^0	D^0_3	ВΠ	C_2^0	D^{0}_{4}	D_5^0	D_6^0	H	ЗП	C_{3}^{0}	D_7^0	D_8^0	D_9^0	ВΠ
D_1^0	1	2,2	1,5	0,21	$ D_4^0$	1	1/1,1	1/1,3	3 0	,37	D_{7}^{0}	1	1/1,5	1/6	0,6
D_2^0	1/2,2	2 1	1,5/2,2	2 0,47	D_5^0	1,1	1	1,1/1	,3 0	,34	D_8^0	1,5	1	1,5/6	0,31
D_3^0	1/1,5	2,2/1,	5 1	0,32	D_{ϵ}^{0}	1,3	1,3/1,2	l 1	0	,29	D_9^0	6	6/1,5	1	0,09
C_{4}^{0}	D^{0}_{10}	D^{0}_{11}	D^{0}_{12}	ВΠ	C_{5}^{0}	D^{0}_{13}	D^{0}_{14}	D^{0}_{15}	В	П	C_6^0	D^{0}_{16}	D^{0}_{17}	D^{0}_{18}	ВΠ
D_{10}^{0}	1	1/1,1	1/1,2	0,37	D_{13}^{0}	1	1/1,3	1/1,4	0,4	40	D^{0}_{16}	1	1/1,1	1/1,1	0,36
D_{11}^{0}	1,1	1	1,1/1,2	0,33	D_{14}^{0}	1,3	1	1,3/1,4	¥ 0,3	31	$D^{0}_{_{17}}$	1,1	1	1	0,32
D_{12}^{0}	1,2	1,2/1,1	1	0,30	D_{15}^{0}	1,4	1,4/1,3	1	0,2	29	D^{0}_{18}	1,1	1	1	0,32
C_{7}^{0}	D^{0}_{19}	D^{0}_{20}	D_{21}^{0} BI	1 <i>C</i>	$D_{3}^{0} D_{2}^{0}$	$_2$ I	D_{23}^{0}	D^{0}_{24}]	ВΠ		D_{25}^{0} D_{25}^{0}	1	D_{26}^{0}	D^{0}_{27}	ВΠ
D_{19}^{0}	1	1/1,2 1	/1,2 0,3	8 D) 1	1/	/1,2 1	/1,3 0	,38	D_2^0) 1	1/	1,2	1/1,5	0,40
D_{20}^{0}	1,2	1	1 0,3	$1 \mid D$) 1,2	2	1 1,	2/1,3 0	,32	D_2^0) 1,2		1 1	.,2/1,5	0,33
D_{21}^{0}	1,2	1	1 0,3	$1 \mid D$	$^{)}_{24}$ 1,3	8 1,3	/1,2	1 0	,30	D_2^0) ₂₇ 1,5	1,5	/1,2	1	0,27

Рис. 3. Матрицы суждений для процессов третьего уровня стратификации СЗ

Далее были определены приоритетные коэффициенты для ТМ и СОСБ, $K_{D_{10}^0} = 0,37$ и $K_{D_{16}^0} = 0,36$ соответственно. Тогда по МАИ обобщенный весовой коэффициент $K_{B_2^0}^{\Sigma^2}$ оценки реализации выбранных процессов движения центра масс КА по трансверсали в контексте управления расходом топлива КА

$$K_{B_2^0}^{\sum_2} = K_{B_2^0} K_{\bigcup_{j=4,6}^{-}C_j^0} (K_{D_{10}^0} + K_{D_{16}^0}) \approx 16,8 \cdot 10^{-2}.$$

Согласно аналогичным рассуждениям был получен обобщенный весовой коэффициент

имеет значение

 $K_{B_1^0}^{\Sigma_3}$ оценки реализации движения относитель-

но центра масс КА в контексте управления расходом топлива в целом

$$K_{B_1^0}^{\sum_3} = K_{B_1^0} K_{\bigcup_{j=1,3} C_j^0} (K_{D_2^0} + K_{D_{16}^0}) \approx 1, 6 \cdot 10^{-2},$$

где $K_{B_1^0} = 0,06; K_{\bigcup_{j=1,3} C_j^0} = 0,33$ (см. табл. 5); $K_{D_2^0} = 0,47$.

Для процесса подачи топлива максимален

весовой коэффициент $K_{B^0_3}^{\sum_4}$ оценки герметичности при работе ТМ

$$K_{B_3^0}^{\sum_4} = K_{B_3^0} K_{C_7^0} K_{D_{19}^0} \approx 15.8 \cdot 10^{-2},$$

где $K_{B_3^0} = 0,50; K_{C_7^0} = 0,83; K_{D_{19}^0} = 0,38.$

Для процесса хранения топлива между включениями TM максимальный весовой ко-

эффициент
$$K_{B_3^0}^{\Sigma_5}$$
 оценки герметичности $K_{B_3^0}^{\Sigma_5} = K_{B_3^0} K_{C_9^0} K_{D_{25}^0} \approx 1.4 \cdot 10^{-2},$ где $K_{B_3^0} = 0.50; K_{C_9^0} = 0.07; K_{D_{25}^0} = 0.40.$

Исходя из вышеизложенного был получен оптимальный вектор относительной оценки процессов управления расходом топлива РД КА

на фиксированном отрезке
$$[t_0, t_k]$$
: $K_B^{\sum} = \{K_{B_2^0}^{\sum_1}; K_{B_2^0}^{\sum_3}; K_{B_3^0}^{\sum_4}; K_{B_3^0}^{\sum_5}\} = \{6,5; 16,8; 1,6; 15,8; 1,4\} \cdot 10^{-2}.$

Оптимальному вектору соответствовало наименьшее из возможных значений среднесуточного расхода топлива на отрезке $[t_0, t_k]$,

$$G_{[t_0, t_k]}^{\Sigma}$$
 (кг/сут).

Выводы

В процессе управления полетом КА «Ямал» разработана новая методология вариабельного управления расходом топлива, включающая стратификацию сложного процесса управления, его анализ и последующий синтез процессов на уровне отдельных страт, обеспечивающий оптимальное расходование топлива реактивных двигателей. Методология учитывает опосредованное влияние всех происходящих на борту КА процессов на эффективность расхода топлива, а не только тех, что связаны с работой реактивных двигателей. В рамках методологии применялся матричный метод анализа иерархий, позволяющий проводить поиск оптимальных решений по расходу топлива на выполнение программы полета. Для примера рассматривался полет геостационарных КА «Ямал», при этом в методе использовался универсальный подход, который может также применяться для КА других классов и назначений.

Список литературы

1. Ковтун В.С. Методология вариабельного управления расходом топлива реактивных двигателей космических аппаратов // Известия РАН. Энергетика. 2012. № 2. С. 31–42.

2. *Ковтун В.С.* Стратификация сложного процесса управления полетом космического аппарата // Космонавтика и ракетостроение. 2012. № 4. С. 60–68.

3. Патент RU 2196710 C2. МКИ В 64 G 1/28, 1/44. Российская Федерация. Способ формирования управляющих моментов на космический аппарат с силовыми гироскопами и поворотными солнечными батареями и система для его осуществления. *Богачев А.В., Ковтун В.С., Платонов В.Н*; заявитель и патентообладатель – ОАО РКК «Энергия»; заявка 200110540/28 от 28.02.2001; приоритет от 28.02.2001 // Изобретения. 2003. № 2.

4. Патент RU 2197412 С1. МКИ В 64 G 1/28, 1/26. Российская Федерация. Способ управления космическим аппаратом с помощью силовых гироскопов и реактивных двигателей, расположенных под углом к осям связанного базиса. Ковтун В.С., Банит Ю. Р.; заявитель и патентообладатель – ОАО РКК «Энергия»; заявка 2001111189/28 от 23.04.2001; приоритет от 23.04.2001 // Изобретения. 2003. № 3.

5. Патент RU 2207969 C2. МКИ В 64 G 1/28, 1/44. Российская Федерация. Способ формирования управляющих воздействий на космический аппарат с силовыми гироскопами и поворотными солнечными батареями. *Богачев А.В., Земсков Е.Ф., Ковтун В.С. и др.*; заявитель и патентообладатель – ОАО РКК «Энергия»; заявка 2001112734/28 от 08.05.2001; приоритет от 08.05.2001 // Изобретения. 2003. № 19.

6. *Калинкин Д.А., Ковтун В.С.* Определение герметичности системы хранения и подачи газообразного рабочего тела ракетных двигателей

в процессе эксплуатации КА // Известия РАН. Энергетика. 2007. № 3. С. 132–141.

7. Патент RU 2392589 C2 МПК G01F 9/00, F02K 9/56, F03H 1/00. Российская Федерация. Способ определения расхода системы подачи рабочего тела к источнику плазмы. *Ковтун В.С., Пищулин В.А., Ковтун Т.А.*; заявитель и патентообладатель – OAO PKK «Энергия»; заявка 2008121824/28 от 02.06.2008; приоритет от 02.06.2008 // Изобретения. 2010. № 17.

8. Патент RU 2341417 C2. МПК B64 G 1/00. Российская Федерация. Способ терморегулирования элементов конструкции космического аппарата с расположенными на них элементами конструкции двигательной установки с газовыми ракетными двигателями. *Калинкин Д.А., Ковтун В.С., Сысоев Д.Н.*; заявитель и патентообладатель – ОАО РКК «Энергия»; заявка 2006114269/11 от 26.04.2006; приоритет от 26.04.2006 // Изобретения. 2008. № 35.

9. Ковтун В.С., Севастьянов Д.Н., Пищулин В.А., Фомин Л.В., Бедин Б.И. Определение расхода ксенона в электроракетных плазменных двигателях при эксплуатации космического аппарата «Ямал» // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 1. С. 59–66.

10. Патент RU 2272265 C2. МПК7 G 01 М 3/00. Российская Федерация. Способ определения герметичности изолированного объема системы подачи рабочего тела с источником плазмы, преимущественно в условиях вакуума. *Калинкин Д.А., Ковтун В.С., Сысоев Д.В.*; заявитель и патентообладатель – ОАО РКК «Энергия»; заявка 2004114599/28 от 13.05.2004; приоритет от 13.05.2004 // Изобретения. 2006. № 8.

11. Таюрский Г.И., Мурашко В.М., Борисенко А.А. и др. Анализ работы электроракетных двигателей в составе телекоммуникационного космического аппарата «Ямал-200» // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 3. С. 124–130.

12. Патент RU 2176972 C1. МКИ В 64 G 1/24. Российская Федерация. Способ определения магнитного момента солнечных батарей космического аппарата с системой силовых гироскопов. *Ковтун В.С., Банит Ю.Р.*; заявитель и патентообладатель – ОАО РКК «Энергия»; заявка 2000130187/28 от 05.12.2000; приоритет от 05.12.2000 // Изобретения. 2001. № 35.

13. Патент RU 2377522 C1. МПК G01 3/00. Способ определения герметичности системы подачи рабочего тела к источнику плазмы, преимущественно в условиях вакуума. *Ковтун В.С., Бедин Б.И., Фомин Л.В., Калинкин Д.А.*; заявитель и патентообладатель – ОАО РКК «Энергия»; заявка 2008121823/28 от 02.06.2008; приоритет от 02.06.2008 // Изобретения. 2009. № 36.

Статья поступила в редакцию 11.01.2013 г.

УДК 629.7.036.5.064.001.4:621.453/.457

ЭЛЕКТРОРАКЕТНАЯ ДВИГАТЕЛЬНАЯ УСТАНОВКА НА ОСНОВЕ ДВИГАТЕЛЕЙ С ЗАМКНУТЫМ ДРЕЙФОМ ЭЛЕКТРОНОВ НА ИОДЕ

© 2013 г. Островский В.Г., Смоленцев А.А., Соколов Б.А., Черашев Д.В.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru*

В предлагаемой статье проведен анализ иода как рабочего тела электроракетных двигателей с замкнутым дрейфом электронов. При этом сравниваются характеристики двигателя, работающего на иоде, с аналогичными параметрами при использовании традиционного рабочего тела — ксенона. Показаны преимущества электроракетной двигательной установки на иоде по сравнению с установкой, использующей ксенон. Приведены результаты первых испытаний стационарных плазменных двигателей на иоде. Обосновано использование иода в качестве рабочего тела для двигателей большей мощности.

Ключевые слова: электроракетный двигатель, рабочее тело, ксенон, иод, стационарный плазменный двигатель, катод, анод.

THE ELECTRIC ROCKET PROPULSION SYSTEM BASED ON IODINE THRUSTERS WITH CLOSED DRIFT OF ELECTRONS

Ostrovskiy V.G., Smolentsev A.A., Sokolov B.A., Cherashev D.V.

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The paper analyses iodide as a propellant for electric thruster with closed electrons drift and compares the iodide thruster performance with that of the thrusters that use xenon as their propellant.

It demonstrates the advantages of the iodide Stationary Plasma Thruster (SPT) system in comparison with xenon thruster systems. It provides the results of the first tests of iodide SPTs and the rationale for the use of iodide as the propellant for high power thrusters.

Key words: electric rocket thruster, propellant, xenon, iodide, stationary plasma thruster, cathode, anode.



ОСТРОВСКИЙ В.Г.



СМОЛЕНЦЕВ А.А.



СОКОЛОВ Б.А.



ЧЕРАШЕВ Д.В.

ОСТРОВСКИЙ Валерий Георгиевич – ктн, старший научный сотрудник РКК «Энергия», e-mail: post@rsce.ru OSTROVSKIY Valery Georgievich – Candidate of Science (Engineering), Senior research engineer at RSC Energia СМОЛЕНЦЕВ Александр Алексеевич – главный конструктор двигателей, двигательных и энергетических установок, руководитель НТЦ РКК «Энергия», e-mail: alexander.smolentsev@rsce.ru SMOLENTSEV Alexander Alexeyevich – General Designer for propulsion and power systems, Head of STC at RSC Energia

СОКОЛОВ Борис Александрович – дтн, профессор, советник президента РКК «Энергия», e-mail: boris.sokolov@rsce.ru SOKOLOV Boris Alexandrovich – Doctor of Science (Engineering), Professor, Adviser to the President of RSC Energia

ЧЕРАШЕВ Денис Валериевич – инженер РКК «Энергия», e-mail: denis.cherashev1@rsce.ru CHERASHEV Denis Valeryevich – Engineer at RSC Energia

Предпосылки использования иода в качестве рабочего тела электроракетных двигателей

Электроракетные двигатели (ЭРД) с замкнутым дрейфом электронов, такие как стационарные плазменные двигатели (СПД), двигатели с анодным слоем (ДАС), а также ионные двигатели (ИД) традиционно используют плазмообразующие вещества с большой атомной массой и низким потенциалом ионизации.

Во всем мире в качестве рабочего тела указанных выше ЭРД предпочтение отдают инертным газам, в частности ксенону, имеющему наибольший атомный вес (131,3 а.е.м.) и сравнительно низкий потенциал ионизации (12,1 эВ). По своим физическим свойствам и складированию он превосходит остальные газы (при давлении 760 мм рт. ст. и температуре 20 °С плотность составляет 0,00589 г/см³), при этом значительно уступая металлам. Он химически инертен и не конденсируется на элементах конструкции космического аппарата (КА).

Однако ксенон в качестве рабочего тела ЭРД имеет ряд существенных недостатков:

• 1 кг ксенона стоит порядка 2 450 долларов США (на 2012 г.);

• мировое производство ксенона составляет около 20 т в год (из них только 10% используется в космической отрасли);

• с учетом физических свойств ксенона (давление насыщенного пара ксенона 10⁻⁵ мм рт. ст. при температуре 63 К), при наземной отработке двигателя требуется установка гелиевых криопанелей, что значительно повышает стоимость и усложняет испытания рассматриваемых ЭРД, особенно — ресурсные.

С увеличением активного срока существования КА, а также при решении транспортных задач дальнего космоса (таких как экспедиция к Марсу или задачи, связанные с обеспечением больших грузопотоков к Луне [1]), существенно возрастают требуемые запасы рабочего тела, а следовательно, и стоимость заправляемого ксенона. Например, при современных коммерческих ценах за сутки эксплуатации двигатель с замкнутым дрейфом электронов, работающий на ксеноне при потребляемой мощности 100 кВт, КПД 60% и удельном импульсе 3 000 кгс.с/кг, израсходует количество ксенона, стоимость которого составит порядка 900 тыс. руб. Если требуемый ресурс двигателя 10 000 ч, то стоимость ксенона возрастет почти до 370 млн руб. Так как в ходе наземных испытаний двигатель должен работать при космическом вакууме порядка 5.10-6 мм рт. ст., обычно получаемом благодаря работе криогенных вакуумных насосов, то при испытании указанного двигателя производительность системы откачки должна превышать 4.106 л/с. При стоимости около 30 руб. за 1 л/с стоимость системы откачки составит 120 млн руб. и при этом будет линейно возрастать по мере увеличения мощности двигателя. Для отработки электроракетной двигательной установки (ЭРДУ) мегаваттного уровня затраты на систему откачки превысят миллиард рублей. К этому следует добавить стоимость большой вакуумной камеры, обеспечивающей инфраструктуры и расходных материалов (таких как азот), а также учесть тенденцию возрастания цен.

Таким образом, требования к рабочему телу ЭРД противоречивы. С одной стороны, необходимо, чтобы рабочее тело не конденсировалось на поверхности КА (по этой причине ряд специалистов считают нежелательными практически все металлические рабочие тела). С другой – для удешевления наземной отработки ЭРД предпочтительны конденсирующиеся рабочие тела, которые позволяют повысить производительность вакуумной системы для того, чтобы поддерживать высокий уровень вакуума при малой газовой нагрузке.

Поэтому большой практический интерес представляет использование в качестве рабочего тела ЭРДУ иода, краткие общие сведения о котором представлены ниже. Иод (I) относится к галогенам, при комнатной температуре представляет собой темнофиолетовые кристаллы со слабым металлическим блеском. Содержание в земной коре составляет $4 \cdot 10^{-5}$ % (по массе).

Атомный номер 53, атомная масса 126,9045 а.е.м., значения потенциалов ионизации атома иода (эВ): 10,44; 19,0; 31,4. Молекула иода (I_2) состоит из двух атомов, связь между которыми ковалентная неполярная. Энергия диссоциации молекулы иода 1,54 эВ, степень термической диссоциации при 1 000 К составляет 0,28, при 2 000 К – 0,89. Плотность кристаллического иода при 293 К – 4,94 г/см³, плотность жидкого иода при 393 К – 3,96 г/см³.

Температура плавления 386,6 К, температура кипения 456 К. Критические параметры: температура 826 К, давление 1 136,8·10⁴ Па. При нагревании иод сублимируется, превращаясь в пар фиолетового цвета; при охлаждении пары иода кристаллизуются, минуя жидкую фазу.

Химическая активность иода – наименьшая в ряду природных галогенов, однако он является энергичным окислителем, степень окисления –1, +1, +3, +5, +7. При обычных условиях соединяется с большинством металлов и неметаллов.

Анализ свойств иода показывает, что при использовании его в качестве рабочего тела ЭРДУ в условиях космического вакуума он практически не конденсируется на элементах КА, так как при окружающем давлении порядка 10⁻⁶ мм рт. ст. температура конденсации составляет 199 К.

Кроме того, в отличие от ЭРДУ на ксеноне, для наземной отработки которой требуется охлаждать криопанели вакуумных камер жидким гелием, при работе ЭРД на иоде криопанели достаточно охлаждать жидким азотом, что существенно снижает стоимость наземной отработки ЭРД и не требует создания гигантских стендовых баз.

Учитывая близкие значения атомных масс ксенона и иода (131,3 и 126,9 а.е.м. соответственно) и их потенциалов ионизации (12,1 и 10,44 эВ) можно ожидать достаточно схожие характеристики ЭРД, функционирующих на таких рабочих телах.

Таким образом, к преимуществам иода по сравнению с ксеноном можно отнести следующее:

• стоимость одного килограмма иода в десятки раз ниже стоимости одного килограмма ксенона;

• годовой объем добычи иода порядка 25 000 т, а производство ксенона не превышает 20 т;

 плотность иода 4,9 г/см³, а ксенона – ~ 1 г/см³ при давлении 70 кг/см², следовательно, использование иода позволит значительно снизить объем и массу системы хранения и подачи иода (СХП);

• газообразный иод получают в СХП возгонкой из твердого состояния, что не требует многоступенчатой системы понижения давления и, следовательно, позволяет снизить количество требуемой арматуры, т.е. уменьшить габариты и массу системы хранения и подачи иода;

• технически возможно обеспечение рециркуляции иода при ресурсных испытаниях электроракетных двигателей;

• при использовании иода в качестве рабочего тела возможно образование ионов молекул иода (помимо ионов атомов иода), что при одинаковой подводимой мощности должно привести к увеличению массы ионов и, следовательно, тяги ЭРД;

• стоимость наземной отработки ЭРД на иоде будет значительно ниже, чем ЭРД на ксеноне.

Проблемные вопросы при использовании иода в качестве рабочего тела следующие.

Иод токсичен, пожаро- и взрывоопасен; пары иода ядовиты, раздражают дыхательные пути, слизистую оболочку глаз. Иод относится ко 2-му классу опасности (ГОСТ 12.1.007). Предельно допустимая концентрация иода в воздухе рабочей зоны производственных помещений составляет 1 мг/м³. Поэтому должны быть решены следующие задачи:

• учитывая химическую активность иода, для реализации его перечисленных преимуществ необходимо провести ревизию материалов СПД (или ДАС) для исключения химического взаимодействия иода с материалами двигателя;

• проблемы при наземной отработке связаны с тем, что при работе с иодом следует применять индивидуальные средства защиты (фильтрующий противогаз марки В или М, спецодежду, обувь, герметичные очки,

Зависимость давления	н пара <i>P</i> иода с	от температуры Т
----------------------	------------------------	------------------

<i>Т</i> , К	161	169	178	188	199	212	226	242	262	285	312
<i>Р</i> , мм рт. ст.	10-10	10-9	10-8	10-7	10-6	10-5	10-4	10-3	10-2	10-1	1

перчатки и другие защитные приспособления), а также соблюдать правила личной гигиены. Не допустимы прямой контакт с кожей и попадание препарата внутрь организма. Подготовку проб и анализы, связанные с выделением иода, необходимо проводить в вытяжном шкафу. Рабочие помещения должны быть оборудованы приточно-вытяжной вентиляцией. Так как препарат является окислителем, способствует самовозгоранию горючих материалов, не допускается хранение иода с легковоспламеняющимися веществами и горючими материалами;

• необходимо доработать конструкцию СПД (или ДАС), а именно: установить на анод и линию подачи иода нагреватель, так как при прохождении паров иода по магистрали он может кристаллизоваться и загерметизировать внутреннюю полость магистрали;

• необходимо разработать систему дозированной подачи иода в двигатель.

Сравнительный анализ электроракетных двигательных установок, использующих в качестве рабочего тела ксенон и иод

ЭРДУ на рабочем теле ксенон включает в себя СХП рабочего тела, аппаратуру питания и управления, СПД, кабели, датчики давления и температуры. В качестве примера на рис.1 показана СХП для двигательной установки (ДУ) КА «Ямал 200» [2].

В такой СХП используется метод двойного понижения давления. Первая ступень понижения давления (от 115 до 10 кг/см²) реализуется при прохождении рабочего тела через связку «дроссель – теплообменник-газификатор», вторая ступень (до 1,75 кг/см²) – при прохождении ксенона через редуктор. В данной схеме используется принцип дублирования (резервирования). В случае использования в качестве рабочего тела ксенона необходимо распределять подачу на катоды и анод.



Рис. 1. Система хранения и подачи рабочего тела (ксенон) ДУ КА «Ямал 200»: ШБ – шар-баллон; ДШБ – датчик давления (в баллоне); ЭПКВ – электропневмоклапан (высокого давления); ГЗ – горловина заправочная; ДВ – датчик давления (высокого); Д – ресивер; ДР – дросселирующее устройство; АТВ – теплообменник-газификатор; КПВ – клапан предохранительный; ЭПКН – электропневмоклапан (низкого давления); РН – редуктор; ДН – датчик давления (низкого); ЭКТМ – электропневмоклапан тягового модуля; Г – заправочные клапаны; ЭКГД – электропневмоклапан газового двигателя; ТМ – тяговый модуль; ГД – газовый двигатель; ДКТМ – датчик давления в коллекторе ТМ; ДКГД – датчик давления в коллекторе ГД

Регулирование расхода рабочего тела в анод и катод-нейтрализатор ТМ осуществляется в блоке газораспределения (БГР) с помощью термодросселя, который при увеличении тока разряда уменьшает расход ксенона, и, наоборот, при уменьшении тока разряда увеличивает расход ксенона.

ЭРДУ на рабочем теле иод. На начальном этапе исследований ЭРДУ на рабочем теле иод [3] может быть представлена в варианте, показанном на рис. 2, в котором в составе СПД используется отработанный катод на ксеноне (10...8% от расхода рабочего тела). В дальнейшем возможна реализация варианта ЭРД [4] с безрасходным катодом.

Двигательная установка включает ЭРД типа СПД и СХП. Двигатель содержит разрядную камеру 1, катод 4 и магнитную систему 5. Внутри разрядной камеры 1, выполненной из изолятора и имеющей форму открытого с одной стороны тора, установлен кольцевой анод 2, снабженный нагревателем 3. Рабочее тело катода (ксенон высокой чистоты) заправлено в баллон высокого давления 6, соединенный трубопроводом 7 с катодом 4, причем трубопровод 7 содержит арматуру: клапаны 8, редукторы 9 (на рис. 2 показан один), жиклеры 10. Кроме того, трубопровод снабжен электроизолятором 11. Емкость с иодом 12, снабженная нагревателем 13 и содержащая иод 14 в твердом состоянии, соединена трубопроводом 15, содержащим клапан 16 и нагреватель 17, с анодом 2 разрядной камеры 1.

ЭРДУ испытывают в вакуумной камере при давлении порядка 10⁻⁵ мм рт. ст. Предварительно нагревают катод 4, анод 2 нагревателем 3, емкость с иодом 12 – нагревателем 13 и трубопровод 15 – нагревателем 17. Иод 14, находящийся в твердом состоянии в емкости 12, нагревают до температуры 343...383 К. чтобы возгонкой из твердого состояния создать необходимое давление в емкости (10...100 мм рт. ст.), достаточное для обеспечения заданного значения расхода рабочего тела и устанавливаемое в зависимости от значения гидравлического сопротивления трубопровода и арматуры. При этом одновременно с катодом 4 нагревают трубопровод 15 анода 2 разрядной камеры 1 и анод 2 до температуры, значение которой должно быть не выше температуры иода в емкости, но ниже температуры плавления иода (387 К), что позволяет исключить конденсацию иода во всем диапазоне рабочих давлений двигателя. Открывают клапаны 8 и 16 и подают при заданном расходе ксенон в катод 4 и иод в анод 2 двигателя. Включают разрядное напряжение (между катодом и анодом) и подают напряжение поджига. После запуска двигателя и выхода его на номинальный режим выключают подогрев катода и анода. При этом, учитывая близкие значения атомных масс ксенона и иода и потенциалов ионизации, расходы в катод и анод при использовании ксенона и иода должны быть примерно равны, т.е. расход иода в анод должен находиться в диапазоне 85...95% от суммарного расхода рабочего тела.



Рис. 2. Электроракетная двигательная установка на иоде: 1 – разрядная камера; 2 – кольцевой анод; 3 – нагреватель; 4 – катод; 5 – магнитная система; 6 – баллон с Хе; 7 – трубопровод; 8 – клапан; 9 – редуктор; 10 – жиклеры; 11 – электроизолятор; 12 – емкость с иодом; 13 – нагреватель; 14 – иод; 15 – трубопровод; 16 – клапан; 17 – нагреватель

Использование ксенона в электроракетной двигательной установке можно полностью исключить, применяя ЭРД с безрасходным катодом. Вариант ЭРДУ с безрасходным катодом представлен на рис. 3. Он включает один СПД или целый кластер СПД с термоэмиссионными катодами, не требующими подачи через них ксенона. Установленный в двигателях за выходным срезом разрядной камеры катод состоит из нагревателя, экранов и содержащей барий и окись бария кольцевой камеры, образованной профилированным металлическим кольцом и герметично соединенным с ним кольцевым термоэмиссионным элементом, выполненным из пористого вольфрама.

В СПД могут также использоваться оксидные или импрегнированные термоэмиссионные катоды. При этом, чтобы понизить напряжение, извлекающее электроны из катода в истекающую из разрядной камеры двигателя ионную струю, важно, чтобы плотность тока в них не превышала 1 А/см².



Рис. 3. Электроракетная двигательная установка на иоде с безрасходным катодом: 1 – разрядная камера; 2 – кольцевой анод; 3 – нагреватель; 4 – катод; 5 – магнитная система; 6 – емкость с иодом; 7 – трубопровод; 8 – клапан; 9 – нагреватель; 10 – иод; 11 – нагреватель катода; 12 – нагреватель трубопровода в анод

Результаты испытаний СПД малой мощности, разработанного в США

Иод как возможное альтернативное рабочее тело для СПД начали исследовать и за рубежом. В американской фирме *Busek Co* в 2010 году проводились эксперименты с подачей пара иода в анод СПД малой мощности (при этом в катод подавался ксенон) [5].

Фирма *Busek Co* разработала систему подачи иода, в которой его массовый расход определялся измерением давления в линии подачи с применением эмпирических соотношений, рассчитанных взвешиванием резервуара с иодом до и после ресурсных испытаний двигателя. Точность измерения расхода иода, по оценкам, составляла порядка нескольких процентов. Двигатель *BHT*-200 устойчиво работал при мощности от 100 до 300 Вт при изменении тока разряда от 0,6 до 1,0 А. Измерения тяги проводились во всех рабочих режимах. Зондом Фарадея определялась плотность тока в струе плазмы, истекающей из двигателя.

Из графика зависимости отношения тяги к мощности от напряжения разряда (рис. 4, a) видно, что характеристики двигателя на иоде близки параметрам, полученным на ксеноне при низком диапазоне напряжений разряда. Однако при напряжении 300 В отношение тяги к мощности при работе на иоде выше, чем аналогичная характеристика на ксеноне, а также заметно выше анодный коэффициент полезного действия и удельный импульс (рис. 4, δ , θ).



Рис. 4. Зависимости, характеризующие СПД малой мощности на иоде: а – отношение тяги к мощности от напряжения; 6 – удельный импульс от отношения тяги к мощности; в – анодный КПД от напряжения разряда

По результатам работы [5] сделан вывод, что особенно заметным превышение характеристик СПД, работающих на иоде (по сравнению с СПД, работающими на ксеноне), будет при повышении мощности двигателя.

Экспериментальная модель СПД повышенной мощности на иоде

Для подтверждения возможности использования иода в качестве рабочего тела с минимальными материальными и временными затратами РКК «Энергия» разработала модель ЭРД на базе СПД значительно большей мощности.

На рис. 5, *а*, *б* представлен общий вид модели на базе СПД М-70БР и дополнительный газораспределитель. Во внутренней полости кольцевой разрядной камеры 1 (рис. 5, *a*), выполненной из диэлектрика, установлен кольцевой анод-газораспределитель 2, герметично соединенный с системой хранения и подачи ксенона. Магнитная система 3 двигателя предназначена для создания радиального магнитного поля на выходе из разрядной камеры 1. Внутри разрядной камеры 1 установлен дополнительный газораспределитель 4, электроизолированный от анода-газораспределителя 2.



Рис. 5. Модель СПД с дополнительным газораспределителем: а – общий вид; б – дополнительный газораспределитель; 1 – разрядная камера; 2 – анод-газораспределитель; 3 – магнитная система; 4 – дополнительный газораспределитель; 5 – катод; 6 – кольцо; 7 – глухое отверстие; 8 – крышка; 9 – калиброванное отверстие; 10 – кристаллический иод

Дополнительный газораспределитель 4 выполнен в виде кольца 6 (рис. 5, δ), в котором образованы соосные глухие отверстия 7, равномерно расположенные по азимуту кольца 6, каждое из которых закрыто крышкой 8, имеющей сквозное калиброванное отверстие 9. Каждое из глухих отверстий 7 с крышкой 8 образует емкость, наполненную кристаллическим иодом 10. Дополнительный газораспределитель 4 (рис. 5, a) установлен внутри разрядной камеры 1 так, что его калиброванные отверстия 9 обращены к аноду-газораспределителю 2. В катод 5, предназначенный для нейтрализации истекающего из разрядной камеры 1 потока ионов, подается ксенон (до 10% суммарного расхода).

Модель стационарного плазменного двигателя работает следующим образом. Разогревают катод 5, после подачи ксенона в катод 5 и в анод-газораспределитель 2 подают напряжение поджига и разряда. На номинальном режиме работы двигателя анод-газораспределитель 2 и внутренняя поверхность разрядной камеры 1 разогревается до температуры 720...770 К. При этом нагревается дополнительный газораспределитель 4, иод испаряется и через калиброванные отверстия 9 поступает в район анода-газораспределителя 2. Внутри разрядной камеры 1 происходит диссоциация и ионизация паров иода. Затем в радиальном магнитном (созданном магнитной системой 3 двигателя) и в продольном электрическом полях образуется азимутальный дрейф электронов и ускорение ионов иода в продольном электрическом поле с последующей их нейтрализацией электронами, испускаемыми катодом 5. После чего отключают подачу ксенона в анод-газораспределитель 2, при этом подача ксенона в катод 5 сохраняется.

Равномерно распределенные по окружности кольцевого дополнительного газораспределителя 4 отверстия 7, образующие емкости для иода 10, обеспечивают равномерную по азимуту подачу иода в разрядную камеру. Расход иода можно изменять как изменением диаметра калиброванного отверстия 9 в крышках 8, так и изменением количества заправленных иодом емкостей, например, заправляя не все емкости.

Предполагаемая мощность модели СПД – порядка 700 Вт, что значительно превышает исследованный уровень мощности двигателя *ВНТ*-200 США.

Испытания экспериментальной модели СПД

Испытания проводились на стенде ЭУ315 РКК «Энергия». Электрическая схема (в соответствии с программой испытаний) для испытания тягового модуля, использующего иод в качестве рабочего тела, представлена на рис. 6. В исследованиях использовалась аппаратура электропитания и управления, разработанная и изготовленная ОАО «АВЭКС», – блок электронного питания (БЭП), блок автоматики тяговых модулей (БАТМ), пульт ПИ-502М1.



Рис. 6. Схема испытаний тягового модуля на иоде: ИТМ-50М — источник тока; ТМ — тяговый модуль; ВИП — вторичный источник питания

Задачей эксперимента было исследование возможности работы СПД на иоде без изменения конструкции двигателя, квалифицированного для работы на ксеноне, при минимальных затратах материальных и производственных средств.

В первой серии испытаний пять емкостей дополнительного газораспределителя, которые закрывались крышками с отверстиями диаметром 0,5 мм, были заправлены кристаллическим иодом по 0,3 г в каждую емкость. Как выяснилось, иод из емкостей испарялся уже при откачке воздуха из вакуумной камеры до давления несколько единиц на 10⁻⁵ мм рт. ст. В следующем испытании все 10 емкостей дополнительного газораспределителя были заправлены кристаллическим иодом. В каждую емкость помещалось по 0.3 г иода. Они закрывались крышками с отверстиями 0,5 и 0,8 мм, в которые вставлялись короткие проволочки такого же диаметра по скользящей посадке для исключения испарения иода во время откачки воздуха из вакуумной камеры до давления 5·10⁻⁵ мм рт. ст.

Запуск двигателя проходил на ксеноне по штатной циклограмме. При номинальном режиме работы СПД имел следующие параметры: напряжение разряда 300 В, ток разряда 2,23 А, ток термодросселя около 1,5 А (рис. 7, а). Примерно через 7 мин работы двигателя в номинальном режиме в голубой струе ксеноновой плазмы появился зеленый цвет, при этом значение силы тока термодросселя составляло 4 А, а тока разряда – около 5 А, т.е. к номинальному расходу ксенона прибавился некоторый расход иода, что привело к возрастанию токов разряда и термодросселя, соответственно уменьшающего расход ксенона, после чего был закрыт клапан подачи ксенона в анод двигателя.

Струя истекающей плазмы приобрела зеленый цвет (рис. 7, *б*). СПД работал с низкочастотными колебаниями, при этом ток разряда изменялся в пределах 2...4 А, ток термодросселя – в диапазоне 1...4 А, при этом мощность двигателя достигала 1,2 кВт. Учитывая, что при значениях тока термодросселя 4 А значительно уменьшается расход ксенона в катод, для поддержания эмиссии электронов с катода приходилось не выключать катодный нагреватель.

Продолжительность эксперимента составила около 40 мин, при этом на иоде двигатель проработал примерно 30 мин. Расход ксенона при номинальном режиме работы СПД-70 был равен 2,7 мг/с, а расход иода в среднем не превышал 1,7 мг/с. При снижении расхода иода (тока разряда) по мере истощения его запаса был открыт анодный клапан подачи ксенона через блок газораспределения. В этом режиме двигатель отработал порядка 5 мин. СПД имел первоначальные параметры, и струя плазмы на выходе из двигателя была голубого цвета, т.е. двигатель функционировал до полной выработки иода из дополнительного газораспределителя.





Рис. 7. Работа СПД: *a* – на ксеноне (клапан подачи Хе в анод открыт); *б* – на иоде (клапан подачи Хе в анод закрыт)

Следует отметить, что на изготовленных из нержавеющей стали дополнительном газораспределителе (рис. 8) и аноде, кроме следов побежалости, характерных для деталей, работающих при высоких температурах, признаков эрозии не обнаружено.



Рис. 8. Дополнительный газораспределитель после испытаний

Таким образом, практически без изменения конструкции СПД была реализована возможность работы такого двигателя на альтернативном рабочем теле иод, при использовании которого, особенно в двигателях большой мощности, могут быть получены значительно лучшие характеристики ЭРДУ.

Разработка стендового образца ДАС большой мощности на иоде

Учитывая, что для электропитания ЭРД большой мощности потребуется напряжение разряда более 1 кВ, за прототип был принят двухступенчатый двигатель с анодным слоем, созданный РКК «Энергия» в 80-х годах прошлого столетия и испытанный ЦНИИмаш, Э10270-521 (известный как ДАС-200) [2]. ДАС-200 (рис. 9), испытанный на тяжелом металлическом рабочем теле (висмут) при мощности до 34 кВт, имел высокие удельные характеристики (удельный импульс до 5 200 кгс. с/кг и КПД до 70%). Однако висмут, обладая рялом преимушеств (малые токсичность и химическая активность, большая плотность, относительно небольшие потери на ионизацию), имеет существенные недостатки: высокие температуры фазовых переходов (температура плавления 544 К, температура кипения 1832 К). Следствием этого может быть более интенсивная конденсация на поверхности КА, чем у других рабочих тел для ДАС, значительное усложнение системы подачи и всей СХП в целом, а также повышенные затраты энергии на подачу и испарение висмута.



Рис. 9. ДАС большой мощности

На первом этапе адаптация ДАС к работе на иоде прежде всего связана с необходимостью ревизии материалов. В частности, в качестве материала анода-парораспределителя, непосредственно контактирующего с иодом, должна быть исследована возможность использования хромоникелевого сплава «Инконель», стойкого к воздействию иода при высоких температурах, или молибдена.

Важным этапом является внедрение безрасходного термоэмиссионного катода на базе импрегнированного или бариевого катода.

На рис. 10 представлен пример реализации двухступенчатого ДАС на рабочем теле иод.



Рис. 10. Двухступенчатый ДАС на рабочем теле иод: 1 – разрядная камера; 2 – трубопровод; 3 – анод-газораспределитель; 4 – коллектор; 5 – катод первой ступени; 6 – катод второй ступени; 7 – полюсы; 8 – магнитная катушка; 9 – магнитопровод; 10 – термокатод; 11 – держатель; 12 – катодная тепловая труба; 13 – анодная тепловая труба; 14 – стартовый нагреватель; 15 – тепловые экраны

Двигатель состоит из разрядной камеры 1, включающей анод-газораспределитель 3 с коллектором 4, соединенный с системой подачи рабочего тела трубопроводом 2; катода первой ступени 5, являющегося анодом второй ступени; катода второй ступени 6; магнитопровода 9 с полюсами 7 и магнитной катушкой 8, имеющей вдоль оси сквозную полость. Термокатод 10 (например, импрегнированный катод) не связан с системой подачи рабочего тела и с помощью держателя 11 установлен вдоль оси двигателя и электрически изолирован от него. Две катодные тепловые трубы 12, проходящие через сквозную полость двигателя и граничащие с нерабочей стороной катода, в виде двух полуколец, электрически изолированы от него. В анод-газораспределитель 3 встроены четыре анодные тепловые трубы 13, в своей хвостовой части охватывающие катодные тепловые трубы 12. В хвостовой части с внутренней стороны анодных тепловых труб 13, охватывая катодные тепловые трубы, установлен стартовый нагреватель 14, причем снаружи анодных тепловых труб 13, охватывая их, и в примыкающей к катоду части катодной тепловой трубы смонтированы тепловые экраны 15. В качестве теплоносителя катодных 12 и анодных 13 тепловых труб используется натрий.

Предлагаемый двухступенчатый ДАС работает следующим образом.

Включают стартовый нагреватель 14 и с помощью катодных 12 и анодных 13 тепловых труб разогревают анод-газораспределитель 3 и эффективный термокатод 10. Подают рабочее тело (иод) через трубопровод в анод-газораспределитель 3, напряжения разряда и ускорения между электродами двигателя 3, 4, 5, 10 и электропитание на магнитную катушку 8.

Выводят двигатель на номинальный режим работы, при этом анод-газораспределитель 3 разогревается до температуры 1 270...1 370 К. Стартовый нагреватель 14 отключают. Хвостовые части анодных тепловых труб 13, покрытые шпинелью, передают часть тепла анода-газораспределителя 3 покрытым шпинелью хвостовым частям катодных тепловых труб 12. Противоположные концы катодных тепловых труб, выполненные в виде полуколец, передают часть тепла термокатоду 10, нагревая его до температуры 1 120...1 200 К. Это обеспечивает необходимое значение эмиссии электронов с эффективного термокатода для нейтрализации потока истекающих из двигателя ионов.

Дополнительный положительный эффект при эксплуатации этого двигателя заключается в возможности повышения надежности ДАС с помощью отвода тепла от анода-газораспределителя, т.е. снижения его температуры и использования его для подогрева эффективного термокатода при работе двигателя в номинальном режиме и при соответствующем повышении его КПД.

Выводы

Продемонстрирована возможность испытания с минимальными материальными и временными затратами СПД на функционирование при использовании в качестве рабочего тела иода. Предварительные испытания показали принципиальную возможность применения иода в качестве рабочего тела СПД. Как и ожидалось, характеристики двигателя на иоде, по крайней мере, не уступали параметрам ксенонового двигателя. Преимущества иода по сравнению с ксеноном даже при одинаковых характеристиках СПД, работающих на ксеноне и иоде, показанных в предварительных экспериментах, заключаются в том, что двигательные установки при работе на иоде имеют значительно меньшие габаритные и массовые характеристики. Кроме того, ресурсная отработка ЭРД на иоде, особенно большой мощности, намного дешевле соответствующей отработки ксеноновых двигателей.

Список литературы

1. Легостаев В.П., Лопота В.А., Синявский В.В. Перспективы и эффективность применения космических ядерно-энергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С. 4–16.

2. Островский В.Г., Сухов Ю.И. Разработка, создание и эксплуатация ЭРД и ЭРДУ в ОКБ-1 – ЦКБЭМ – НПО «Энергия» – РКК «Энергия» (1958–2010). Королев // Сб. Ракетно-космическая техника. Труды. Сер.XII. Вып. 3–4. Королев: РКК «Энергия», 2011.

3. Патент RU 2308610. Российская Федерация. Электроракетная двигательная установка и способ ее эксплуатации. В.Г. Островский; заявитель и патентообладатель – ОАО РКК «Энергия»; заявка – 2005102446; приоритет от 01.02.2005 // Изобретения. 2006. № 19.

4. Патент RU 2309293. Российская Федерация. Электроракетный двигатель (его варианты) и способ его эксплуатации. *В.Г. Островский*; заявитель и патентообладатель – ОАО РКК «Энергия»; заявка 2005106778; приоритет от 09.03.2005 // Изобретения. 2007. № 30.

5. Hiller A.C., Branam R.D., Huffman R.E., Szabo J., Paintal S. High thrust density propellants in Hall thrusters // AIAA. 2011. № 524. Р. 9–10. Статья поступила в редакцию 16.01.2013 г.

МАТЕМАТИЧЕСКИЕ МОДЕЛИ ЭНЕРГОДВИГАТЕЛЬНОГО КОМПЛЕКСА СИСТЕМЫ ТРАНСПОРТНО-ТЕХНИЧЕСКОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ ДЛЯ РАЗВЕРТЫВАНИЯ И ОБСЛУЖИВАНИЯ ОРБИТАЛЬНОЙ ГРУППИРОВКИ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

© 2013 г. Евдокимов Р.А.¹, Фадеев А.С.²

¹ОАО «Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва» (РКК Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru*

²ФГУП «Центр эксплуатации объектов наземной космической инфраструктуры» (ЦЭНКИ) Ул. Щепкина, 42, Москва, Россия, 129857, *e-mail: tsenki@roscosmos.ru*

Рассмотрена совокупность математических моделей, необходимая для формализации задачи параметрического синтеза энергодвигательного комплекса системы транспортнотехнического обеспечения орбитальной группировки космических аппаратов. Представлена классификация математических моделей энергодвигательных комплексов и их наиболее характерные примеры. Использование разработанных моделей позволяет формализовать и решить задачу оптимизации проектных параметров энергодвигательных комплексов системы транспортно-технического обеспечения с учетом неопределенности исходной информации.

Ключевые слова: математическая модель, энергодвигательный комплекс, техническое обслуживание, межорбитальная транспортировка, стохастическая модель.

MATHEMATICAL MODELS OF THE POWER AND PROPULSION UNIT FOR THE TRANSPORTATION AND MAINTENANCE SYSTEM SUPPORTING SATELLITE CONSTELLATION DEPLOYMENT AND SERVICING

Evdokimov R.A.¹, Fadeev A.S.²

¹S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

²Center for Operation of Ground Space Infrastructure Facilities (FGUP TsNKI) 42 Shchepkin Street, Moscow, 129857, Russia, e-mail: tsenki@roscosmos.ru

The paper discusses a set of mathematical models required to formalize the parametric synthesis problem for the Power-and-Propulsion Unit of the Transportation and Maintenance System for a satellite constellation. It provides a classification of these models and some of their most representative examples. The use of these models makes it possible to formalize and solve the optimization problem for the design variables of the Transportation and Maintenance System Power & Propulsion Unit.

Key words: mathematical model, power and propulsion unit, maintenance, interorbital transportation, stochastic model.



ЕВДОКИМОВ Р.А.

ЕВДОКИМОВ Роман Александрович – ктн, начальник сектора РКК «Энергия», *e-mail:* roman.evdokimov@rsce.ru

EVDOKIMOV Roman Alexandrovich – Candidate of Science (Engineering), Head of Sector at RSC Energia



ФАДЕЕВ А.С.

Одним из возможных и перспективных путей снижения материальных затрат на развертывание и обеспечение высокого уровня технической готовности обширных орбитальных группировок космических аппаратов (КА), размещаемых на высоких орбитах, является создание систем транспортно-технического обеспечения орбитальной группировки (ОГ) [1]. Под системой транспортно-технического обеспечения (СТТО) понимается совокупность КА, предназначенных для развертывания ОГ (выведения КА с опорной на рабочие орбиты), а также ее дальнейшего технического обслуживания (ТО) - замены вышедших из строя элементов бортовых систем КА и дозаправки компонентами топлива их двигательных установок коррекции (ДК) и ориентации (ДО).

Один из наиболее общих и сложных слупостроения СТТО предусматривает чаев включение в ее состав многоразовых межорбитальных буксиров (МБ) с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД) большой тяги для развертывания ОГ в приемлемые сроки, а также космических аппаратов обслуживания (КАО) с солнечными электроракетными двигательными установками (СЭРДУ) [1]. КАО фактически являются многоразовыми межорбитальными буксирами, оснащенными робототехническим комплексом (РТК) для ремонта и дозаправки КА ОГ. В работе [1], где рассматривается подобная система, принято, что МБ и КАО дозаправляются и проходят техническое обслуживание на орбитальном космическом центре (ОКЦ) – орбитальной пилотируемой станции, оснащенной системами хранения и дозаправки топливом транспортных КА.

В работах [1, 2] показано, что для систем, подобных СТТО, на ранних этапах проектирования актуальна задача оптимизации проектных параметров энергодвигательного комплекса (ЭДК), представляющего собой совокупность энергодвигательных систем (ЭДС) КА, входящих в СТТО, связанных выполнением единой задачи. Под ЭДС понимается

ФАДЕЕВ Александр Сергеевич – дтн, генеральный директор ФГУП «ЦЭНКИ», *e-mail:* tsenki@roscosmos.ru

FADEEV Alexander Sergeevich – Candidate of Science (Engineering), General Director of the FGUP TsNKI

комплекс бортовых систем, от степени совершенства которых в первую очередь зависит эффективность выполнения КА целевых задач [2–4]. В состав ЭДС обычно включают системы энергопитания, терморегулирования, хранения и подачи топлива, а также активные исполнительные органы систем управления движением и ориентации. В ряде случаев (для пилотируемых КА) в ЭДС включают также систему жизнеобеспечения (СЖО) [4].

Учитывая, что СТТО является ярким примером сложной технической системы, функционирующей в условиях неопределенности (в частности, априори стохастическим, т.е. случайным, является поток отказов систем КА ОГ), для решения задачи параметрического синтеза ЭДК СТТО целесообразно воспользоваться методологией комплексной оптимизации энергодвигательных систем КА, предложенной в работах [2, 3]. В соответствии с данной методологией показателем качества ЭДК СТТО является вероятность выполнения им своей задачи – Р_{вз}. Использование данного показателя эффективности позволяет адекватно учесть неопределенность условий применения и функционирования ЭДК СТТО. Вероятность выполнения задачи (ВВЗ) фактически представляет собой вероятность выполнения совокупности стохастических неравенств, описывающих требования к ЭДК СТТО. Левые части неравенств описывают достижимые результаты функционирования ЭДК, а правые – требуемые [1–3].

В общем виде задача формулируется следующим образом [1].

Заданы структура и условия применения орбитальной группировки КА, состав, параметры и технические характеристики бортовых систем КА ОГ. Известны законы распределения случайных величин, характеризующих требования к системам КА орбитальной группировки, выбраны состав СТТО и структура ЭДС МБ, КАО и ОКЦ, фиксированы способ развертывания ОГ, стратегия и степень технического обслуживания, кратность применения МБ. Необходимо определить значения проектных параметров ЭДК СТТО, которым соответствует максимальное значение вероятности выполнения задачи ЭДК $P_{\rm B3}$ при соблюдении ограничений на суммарные массовые затраты и на управляющие параметры (проектные параметры ЭДК).

Математическая формулировка задачи выглядит следующим образом:

$$\begin{split} X^*_{} &= \arg_{X_{} \in \{X^{\mathcal{I}}_{m}\}} \max P_{\mathrm{B3}};\\ X^{\mathcal{I}}_{} &\stackrel{d}{=} \{X_{}; u(X_{})\};\\ u(X_{}) &\stackrel{d}{=} [M_{\mathrm{p}}] \leq M_{\mathrm{gon}}. \end{split}$$

Здесь $X^*_{<m>}$ – вектор оптимальных значений управляющих параметров; $X_{<m>}$ – вектор управляющих параметров; M_{ϕ} , $M_{_{\rm доп}}$ – фактические и предельно допустимые суммарные массовые затраты соответственно; $\{X^{\mathcal{I}}_m\}$ – область допустимых значений управляющих параметров.

Формализация задачи синтеза ЭДК СТТО начинается с анализа требований к ЭДК [1], позволяющего сформулировать условия выполнения задачи ЭДК заданной структуры в виде системы неравенств. Выполняется анализ системы с целью выявления стохастических неравенств для формализации показателя эффективности.

Для получения функциональной зависимости показателя эффективности - ВВЗ от проектных параметров ЭДК (управляющих параметров решаемой оптимизационной задачи), а также от характеристик условий применения и функционирования, необходимо найти законы распределения всех случайных величин, фигурирующих в стохастических неравенствах, а также получить зависимости параметров законов распределения от управляющих параметров задачи. Необходимо также определить зависимости различных составляющих массовых затрат от управляющих параметров и известных характеристик условий применения и функционирования ЭДК. С этой целью должен быть разработан комплекс математических моделей ЭДК СТТО. В работе рассматривается совокупность моделей ЭДК, разработанных для решения сформулированной выше задачи, подробно рассмотренной в работе [1].

Классификация математических моделей энергодвигательного комплекса СТТО

Комплекс математических моделей ЭДК СТТО состоит из математических моделей условий применения и функционирования ЭДК, а также математические модели энергодвигательных систем КА, входящих в состав СТТО (см. рисунок). Каждая модель ЭДС КА включает модели процессов функционирования, элементно-поточную матрицу ЭДС, модели массовых затрат, математические модели элементов, включая модели надежности, а также компоновочные модели, необходимые для оценки моментов инерции КА СТТО при разработке моделей ориентации и стабилизации.



Классификация математических моделей энергодвигательного комплекса системы транспортно-технического обеспечения

Ниже рассматриваются примеры моделей условий применения ЭДК, а также процессов его функционирования. Другие типы моделей подробно рассмотрены в работах [1–4]. Модели должны отличаться сравнительной простотой, отражая основные свойства ЭДК СТТО и его элементов, поскольку применяются на ранних этапах проектирования (концептуальное и аванпроектирование).

Модели условий применения и функционирования энергодвигательного комплекса

Условия применения и функционирования задают ситуацию, в которой ЭДК СТТО выполняет свою задачу, и определяют правые

части неравенств, описывающих требования к ЭДК [1, 2]. При этом их математические модели связывают величины, стоящие в правых частях неравенств, с известными характеристиками условий применения и функционирования, а в некоторых случаях и с проектными параметрами ЭДК. К известным характеристикам условий применения относятся, в частности, высота и наклонение рабочей орбиты КА ОГ ($h_{\rm PO}$ и $i_{\rm PO}$), общее количество КА в группировке – $N_{\rm KA}$ и т.д. К характеристикам условий функционирования относятся, например, параметры окружающей среды - плотность верхней атмосферы на высоте опорной орбиты (орбиты ОКЦ) $h_{\rm OKH}$, солнечная постоянная и т.п. Модель верхней атмосферы Земли может быть отнесена к числу детерминированных математических моделей условий функционирования.

Математическая модель, связывающая начальную массу КА ОГ $M_{\rm KA}$ со степенью его ТО, относится к числу детерминированных математических моделей условий применения, поскольку МКА входит в правую часть неравенства, задающего требование по массе полезной нагрузки, доставляемой на рабочую орбиту МБ [1].

Однако наибольший интерес представляют стохастические модели. К их числу относится модель, описывающая связь случайной требуемой массы полезной нагрузки (ПН) КАО с известными характеристиками условий применения – параметрами КА ОГ. Данная модель необходима для определения одной из составляющих ВВЗ ЭДК – вероятности непревышения требуемой массы ПН КАО ее максимально допустимого значения (которое относится к числу оптимизируемых параметров). Требуемая масса ПН КАО зависит от характеристик бортовых систем КА ОГ, параметров ОГ в целом, а также стратегии и способа ТО.

В данном исследовании рассматривалась ситуация, когда КА ОГ равномерно заполняют т плоскостей рабочей орбиты, при этом в одной плоскости находится $n_l = N_{\rm KA}/m$. Рассматривался вариант симметричной ОГ все плоскости рабочей орбиты отличаются одной высотой $h_{_{
m PO}}$ и наклонением $i_{_{
m PO}}$, угловые расстояния между всеми соседними плоскостями одинаковы, так же, как и угловые расстояния между соседними КА в одной плоскости рабочей орбиты. Данные допущения тем не менее не влияют на общность рассматриваемого подхода. Рассматривался вариант группового обслуживания ОГ КА: космический аппарат обслуживания в одном вылете обслуживает сразу n_1 KA, находящихся в одной плоскости орбиты. Было принято, что число КАО $N_{\rm KAO}$ соответствует числу плоскостей рабочей орбиты, т.е. за каждым КАО закреплена своя плоскость: $N_{\rm KAO} = m$. Космические аппараты обслуживания дозаправляются и проходят регламентные обслуживания на борту ОКЦ, куда доставляются и запасные элементы КА ОГ, поэтому КАО осуществляют перелеты между орбитой ОКЦ и рабочей орбитой ОГ. Принималось, что рабочая орбита КА ОГ и орбита ОКЦ – круговые, отличающиеся друг от друга как высотой, так и наклонением.

Рассматривались две стратегии технического обслуживания: профилактическая и профилактико-восстановительная. В первом случае проводятся только периодические технические обслуживания КА ОГ: регламентная замена отказавших элементов бортовых систем вне зависимости от состояния КА между двумя техническими обслуживаниями если произошел отказ КА, то он устраняется только в ходе ближайшего регламентного ТО. Данное обслуживание, наряду с заправкой, проводится посредством КАО с СЭРДУ. В случае профилактико-восстановительной стратегии, помимо периодических обслуживаний, проводятся также срочные восстановительные обслуживания отказавших КА. Для этого в состав наряда КАО вводится один восстановительный КАО с двигательной установкой большой тяги (ЖРД), который постоянно находится в составе ОКЦ и осуществляет обслуживание отказавшего КА ОГ при первой же возможности – при совмещении соответствующей плоскости рабочей орбиты с плоскостью орбиты ОКЦ (при этом оперативность устранения отказа существенно выше, чем в случае профилактической стратегии).

Покажем, как находится закон распределения массы ПН КАО в случае профилактической стратегии ТО.

Принималось, что в состав полезной нагрузки КАО входят запасные элементы для систем КА ОГ, которые подразделяются на два типа: нерезервируемые (HC), надежность которых обеспечивается на внутреннем уровне, и модульного построения (резервируются целиком). К последним относятся двигатели коррекции, двигатели ориентации и аккумуляторные батареи (АБ), состоящие из элементарных аккумуляторов (ЭА). Модуль ПН КАО включает в себя детерминированную (элементы НС для *n*, КА и запас топлива для них) и случайную составляющие, в которые входят элементы для замены вышедших из строя ЭА, ДО и ДК на *n*, КА, обслуживаемых в одном вылете. Последняя составляющая носит случайный характер только тогда, когда известно количество отказавших модулей резервируемых систем. Если данная информация отсутствует, то в состав ПН КАО должен войти некоторый гарантийный запас элементов, который будет зависеть от принятого значения гарантийной вероятности, характеристик надежности элементов резервируемых систем и периода ТО. Полагаем, что система телеметрии КА выдает достаточно полную информацию о состоянии бортовых систем, поэтому причиной неопределенности в знании числа отказавших модулей АБ, ДО и ДК является конечное время перелета КАО. При формировании модуля ПН известны только те отказы, которые произошли до вылета КАО. Все последующие отказы могут быть устранены только благодаря наличию гарантийного запаса.

Таким образом, для случайной массы ПН КАО в случае профилактической стратегии технического обслуживания $(\hat{m}_{\text{KAO}}^{\text{пн}})_{\text{п}}^{\text{т}}$ можно записать:

$$(\hat{m}_{\rm KAO}^{\rm IIH})_{\rm II}^{\rm T} = n_1 (m_{\rm HC}^{\rm san} + \Delta m_{\rm gos}) + (m_{\rm KAO}^{\rm PC})^{\rm r} + (\hat{m}_{\rm KAO}^{\rm PC})_{\rm II}^{\rm T}, \quad (1)$$

где $(m_{\rm KAO}^{\rm PC})^{\rm r}$, $(\hat{m}_{\rm KAO}^{\rm PC})^{\rm r}_{\rm n}$ – гарантийный запас элементов резервируемых систем и масса элементов АБ, ДК и ДО, отказавших на обслуживаемых в данном вылете КАО КА орбитальной группировки до его старта с опорной орбиты, здесь Т – требуемая величина, $\tau_{\rm nep}^{\rm KAO}$ – профилактическая стратегия; $\Delta m_{_{\rm ЛO3}}$ – масса одной дозаправки КА из системы хранения КАО; $m_{\rm HC}^{\rm san}$ – масса запасных элементов для нерезервируемых систем одного КА ОГ.

Если время прямого перелета КАО $\tau_{\text{пер}}^{\text{KAO}}$ много меньше периода ТО ($T_{\text{то}}$), то указанной выше неопределенностью можно пренебречь, т.е. считать, что в гарантийном запасе нет надобности, а параметры закона распределения величины $(\hat{m}_{\text{KAO}}^{\text{PC}})_{\pi}^{\text{T}}$ определять за время $T_{\text{то}}$. Напротив, если время прямого перелета превосходит период ТО (это возможно, если число КАО превосходит число плоскостей рабочей орбиты), то к моменту вылета КАО значение $(\hat{m}_{KAO}^{PC})_{\pi}^{r}$ совершенно неизвестно. В этом случае общая масса запасных элементов входит в гарантийный запас, а масса модуля ПН перестает быть случайной величиной. В промежуточном случае необходимо определять межуточном случае неооходимо определять величину $(m_{\text{KAO}}^{\text{PC}})^{\text{г}}$ за время $\tau_{\text{пер}}^{\text{KAO}}$, а параметры закона распределения величины $(m_{\text{KAO}}^{\text{PC}})_{\text{п}}^{\text{г}}$ нахо-дить за время $t_{\text{PC}}^{\text{KAO}} = T_{\text{то}} - \tau_{\text{пер}}^{\text{KAO}}$. Ниже будет обо-снована целесообразность регулирования тяги ЭРД КАО для обеспечения постоянства величины τ_{nep}^{KAO} . Это упрощает дальнейшие рассуждения.

Сделаем несколько замечаний относительно вычисления гарантийного запаса резервных элементов. Во-первых, необходимо рассматривать разные составляющие этого запаса по отдельности, так как неизвестна не только величина $(m_{\rm KAO}^{\rm PC})^{\rm r}$, но и соотношения между количествами отказавших ЭА, ДО и ДК. Во-вторых, целесообразно не назначать значения гарантийных вероятностей, из которых находится количество запасных блоков, а оптимизировать, так как увеличение гарантийного запаса резервных элементов ведет к росту затрат на перелеты КАО. Таким образом, в оптимизируемые параметры ЭДК целесообразно включить гарантийное количество резервных модулей АБ, ДК и ДО в одном модуле ПН – n_{AE}^{r} , n_{AO}^{r} , n_{AK}^{r} . Тогда

$$(m_{\mathrm{KAO}}^{\mathrm{PC}})^{\mathrm{r}} = n_{\mathrm{AE}}^{\mathrm{r}} m_{\mathrm{BA}}^{\mathrm{AB}} + n_{\mathrm{AO}}^{\mathrm{r}} m_{\mathrm{AO}}^{\mathrm{KA}} + n_{\mathrm{AK}}^{\mathrm{r}} m_{\mathrm{AK}}^{\mathrm{KA}},$$

где $m_{\rm DA}^{\rm Ab}, m_{\rm AO}^{\rm KA}, m_{\rm AK}^{\rm KA}$ – известные значения масс элементарного аккумулятора и единичных модулей двигателей ориентации и коррекции КА ОГ.

Найдем математическое ожидание (МО) и среднеквадратичное отклонение (СКО) требуемой массы модуля ПН КАО. Очевидно (1), что

$$M[(\hat{m}_{\text{KAO}}^{\Pi\text{H}})_{\Pi}^{\text{T}}] = n_{1}(m_{\text{HC}}^{\text{aan}} + \Delta m_{\text{AO3}}) + (m_{\text{KAO}}^{\text{PC}})^{\text{r}} + M[(\hat{m}_{\text{KAO}}^{\text{PC}})_{\Pi}^{\text{T}}],$$

$$(2)$$

причем $M[(\hat{m}_{\rm KAO}^{\rm PC})_{\rm fr}] = m_{\Im A}^{\rm AB} \overline{n_{\rm AB}^{\rm PC}} + m_{\Box O}^{\rm KA} \overline{n_{\rm AO}^{\rm PC}} + m_{\Box K}^{\rm KA} \overline{n_{\rm CK}^{\rm PC}},$

где n_i^{PC} , $i \in \{\text{AБ}, \text{ДK}, \text{ДO}\}$ – математические ожидания количеств ЭА, ДК и ДО, отказавших за время $t_{\text{PC}}^{\text{KAO}}$.

Закон распределения времени безотказной работы резервируемых элементов КА принимается показательным [2]. Это допущение существенно упрощает дальнейшие рассуждения в рамках настоящей работы, но не влияет на общность предлагаемого подхода. В этом случае с каждой основной элементарной ячейкой АБ, а также ДК и ДО связаны простейшие потоки отказов, поскольку в случае отказа сразу же подключается резервный элемент, а вероятность того, что число отказов превысит количество резервных модулей, мала, так как должна быть мала вероятность отказа КА за период технического обслуживания $T_{_{TO}}$. Сумма нескольких простейших потоков является простейшим потоком. Количества отказавших за период ТО ЭА, ДК и ДО распределены по закону Пуассона с соответствующими параметрами:

$$P(\hat{n}_{AB}^{PC} = i) = e^{-a_{AB}} \frac{a_{AB}^{i}}{i!}; P(\hat{n}_{AK}^{PC} = j) = e^{-a_{AK}} \frac{a_{AK}^{j}}{j!};$$
(3)
$$P(\hat{n}_{AO}^{PC} = k) = e^{-a_{AO}} \frac{a_{AO}^{k}}{k!},$$

где

$$a_{\rm AB} = \frac{n_l n_{\rm AB}^0 h_{\rm AB}^{\rm to}}{\overline{h}_{\rm AB}}, a_{\rm AK} = \frac{n_l t_{\rm AK}^{\rm tp}}{\overline{t}_{\rm AK}}, a_{\rm AO} = \frac{n_l t_{\rm AO}^{\rm tp}}{\overline{t}_{\rm AO}},$$

здес<u>ь</u> $n_{\rm AE}^0$ – количество основных ЭА АБ; $h_{\rm AE}^{\rm TP}$, $h_{\rm AE}$ – требуемое число зарядно-разрядных циклов АБ за время $t_{\rm PC}^{\rm KAO}$ и среднее число циклов до возникновения отказа ЭА; $t_{\rm ДK}^{\rm TP}$, $t_{\rm ДO}^{\rm TP}$ – требуемое время работы <u>ДК и <u>Д</u>О за указанный временной промежуток; $t_{\rm ДK}$, $t_{\rm ДO}$ – математические ожидания продолжительности работы <u>ДК и ДО до возникновения отказа</u>.</u>

Требуемое время работы ДО и ДК, требуемое количество зарядно-разрядных циклов АБ, как и характеристики надежности, относятся к исходно<u>й</u>информации.

Поскольку $\overline{n_i^{\text{PC}}} = a_i$, $i \in \{AБ, ДК, ДO\}$, то значение $M[(\hat{m}_{\text{KAO}}^{\text{PC}})_{\Pi}^{\mathsf{T}}]$ найдено (2). Так как количество отказавших ЭА, ДК и ДО являются независимыми случайными величинами, то среднеквадратичное отклонение для массы модуля ПН КАО:

$$\sigma_{(\hat{m}_{\rm KAO}^{\rm IIH})_{\rm II}^{\rm T}} = \sqrt{(\sigma_{\hat{m}_{\rm AB}^{\rm PC}})^2 + (\sigma_{\hat{m}_{\rm AK}^{\rm PC}})^2 + (\sigma_{\hat{m}_{\rm AO}^{\rm PC}})^2}, \quad (4)$$

где $\sigma_{\hat{m}_i^{\text{PC}}}$, $i \in \{\text{AБ}, \, \text{ДК}, \, \text{ДO}\} - \text{СКО}$ массы отка-

завших модулей і-го элемента.

Тогда уравнение (4) примет вид:

$$\sigma_{(\hat{m}_{\mathrm{KAO}}^{\mathrm{\PiH}})_{\mathrm{\Pi}}^{\mathrm{T}}} = \sqrt{(m_{\mathrm{BA}}^{\mathrm{AB}})^2 a_{\mathrm{AB}} + (m_{\mathrm{ZK}}^{\mathrm{KA}})^2 a_{\mathrm{ZK}} + (m_{\mathrm{ZO}}^{\mathrm{KA}})^2 a_{\mathrm{ZO}}}.$$

Найдем функцию распределения массы модуля ПН КАО. Данная случайная величина является дискретной, так как складывается из масс целого числа модулей ЭА, ДО и ДК. По определению функции распределения:

$$F_{\left(\hat{m}_{\text{KAO}}^{\Pi\text{H}}\right)_{\Pi}^{\text{T}}}\left(m_{\Pi\text{H}}\right) = P[\left(\hat{m}_{\text{KAO}}^{\Pi\text{H}}\right)_{\Pi}^{\text{T}} < m_{\Pi\text{H}}] = P[\left(\hat{m}_{\text{KAO}}^{\text{PC}}\right)_{\Pi}^{\text{T}} < m_{\Pi\text{H}}^{\text{PC}}],$$
(5)

где $m_{\Pi H}^{
m PC} = m_{\Pi H} - n_l (m_{
m HC}^{
m 3a \Pi} + \Delta m_{_{
m HO}}) - (m_{
m KAO}^{
m PC})^{
m r}.$

Одно и то же значение массы отказавших элементов может быть получено множеством сочетаний различных количеств вышедших из строя ЭА, ДО и ДК. Тогда по формуле полной вероятности, учитывая независимость отказов, можно получить:

$$P\left[\left(\hat{m}_{\text{KAO}}^{\text{PC}}\right)_{\Pi}^{\text{T}} < m_{\text{IH}}^{\text{PC}}\right] = \sum_{i=0}^{n_{max}^{\text{AB}}} P\left(\hat{n}_{\text{AB}}^{\text{PC}} = i\right) \sum_{k=0}^{n_{max}^{\text{AD}}} P\left(\hat{n}_{\text{AO}}^{\text{PC}} = k\right),$$
(6)

где $n_{\text{max}} = \min \left[n_l (n_{\text{AB}} + 1); \operatorname{int} \left(\frac{m_{\text{IH}}^{\text{PC}}}{m_{\text{AB}}^{\text{PA}}} \right) \right] - \text{макси-$

мально возможное количество запасных ЭА в составе модуля ПН, если его масса не превосходит значение аргумента функции распределения $m_{\Pi H}^{PC}$. Данная величина ограничивается либо значением аргумента, либо суммарным числом резервных ЭА на всех обслуживаемых в данном вылете КА (первый аргумент функции минимума);

$$(n_{\max}^{\mathrm{AK}})_{\mathrm{i}} = \min\left[n_{l}(n_{\mathrm{AK}}+1); \operatorname{int}\left(\frac{m_{\mathrm{HH}}^{\mathrm{PC}}-im_{\mathrm{KA}}^{\mathrm{AB}}}{m_{\mathrm{AB}}^{\mathrm{AK}}}\right)\right]$$
 -

максимально возможное число ДК, входящее в состав модуля ПН при условии, что в него входит *i* ЭА.

$$(n_{\max}^{\text{AO}})_{i} = \min\left[n_{l}(n_{\text{AO}}^{\text{P}}+1); \operatorname{int}\left(\frac{m_{\Pi\text{H}}^{\text{PC}}-im_{\text{KA}}^{\text{AE}}-jm_{\text{KA}}}{m_{\text{AE}}^{\text{AO}}}\right)\right]$$

– максимально возможное количество запасных ДО в составе ПН, если число резервных ЭА равно *i*, а ДК – *j*. На основании уравнений (5) и (6), пользуясь формулой (3) и обозначив $a_s = a_{AE} + a_{ZK} + a_{ZO}$, получим выражение для функции распределения требуемой массы модуля ПН:

$$\begin{cases} F_{(\hat{m}_{\text{KAO}}^{\Pi \text{H}})_{\Pi}^{\text{T}}}(m_{\Pi \text{H}}) = 0, m_{\Pi \text{H}} < 0; \\ F_{(\hat{m}_{\text{KAO}}^{\Pi \text{H}})_{\Pi}^{\text{T}}}(m_{\Pi \text{H}}) = e^{-a_{s}} \sum_{i=0}^{n_{\text{max}}^{AB}} \frac{a_{AB}^{i}}{i!} \sum_{j=0}^{m_{\text{max}}^{AL}} \frac{a_{JK}^{j}}{j!} \sum_{k=0}^{m_{\text{max}}^{AD}} \frac{a_{JK}^{k}}{k!}, \\ 0 < m_{\Pi \text{H}} \le m_{\Pi \text{H}}^{\text{max}}; \\ F_{(\hat{m}_{\text{KAO}}^{\Pi \text{H}})_{\Pi}^{\text{T}}}(m_{\Pi \text{H}}) = 1, m_{\Pi \text{H}} > m_{\Pi \text{H}}^{\text{max}}; \end{cases}$$

где $m_{\Pi H}^{\text{max}}$ – максимально возможное значение требуемой массы ПН КАО, $m_{\Pi H}^{\text{max}}$ = $n_l [m_{\text{HC}}^{\text{san}}$ +

+ Δ
$$m_{_{\text{ДO3}}}$$
 + \sum_{j} $(n_{j}^{\text{P}}$ + 1) m_{KA}^{j}], $j \in \{\text{AB}, \text{ДK}, \text{ДO}\}.$

Модель процесса функционирования на примере энергодвигательной системы космического аппарата обслуживания

Процесс функционирования ЭДС КАО включает процессы создания импульса тяги, ориентации и стабилизации перед стыковками с КА орбитальной группировки и ОКЦ, обслуживания КА ОГ, генерации электроэнергии и отвода тепловой энергии, выделяемой информационно-управляющей системой (ИУС) и другими бортовыми системами КАО. Модели последних двух процессов являются детерминированными и описываются уравнениями энергомассового баланса, которые составляются на базе элементно-поточной матрицы, принцип формирования которой описан ниже. Здесь в качестве наиболее характерного и интересного примера приводится математическая модель процесса технического обслуживания ОГ КА посредством нескольких КАО.

Техническое обслуживание КА осуществляется робото-техническим комплексом (РТК), который структурно не включен в ЭДС и является по отношению к ней внешним потребителем (ВП). Потребляемая РТК электрическая мощность существенно меньше мощности, потребляемой электроракетной двигательной установкой (ЭРДУ), а значит, не определяет проектной мощности энергоустановки КАО. И потому под моделью ТО целесообразно понимать не модель процесса функционирования РТК, а модель процесса ТО всей орбитальной группировки несколькими КАО, иными словами, модель, связывающую результат данного процесса - коэффициент готовности ОГ - с временными и массовыми затратами. Достижимое значение коэффициента готовности $\hat{K}^{\mathrm{II}}_{-}$ – случайная величина, и модель процесса ТО является стохастической.

Необходимо найти закон распределения достижимого значения коэффициента готовности. Параметры закона распределения будут зависеть от характеристик надежности систем КА ОГ, а также от периода ТО – $T_{\rm ro}$. Особенностью наряда КАО с ЭРДУ является тесная связь между $T_{\rm ro}$ и продолжительностью перелета. Следовательно, модель процесса ТО должна включать соотношения, связывающие период ТО с продолжительностями прямого и обратного перелета.

Рамки настоящей работы не позволяют полностью привести вывод закона распределения величины $\hat{K}^{\rm A}_{\rm \Gamma}$, а также связи периода технического обслуживания орбитальной группировки $T_{\rm ro}$ с проектными параметрами ЭДК. Приведены только конечные результаты, принятые допущения и описываются основные шаги получения указанных зависимостей для случая профилактической стратегии TO.

По определению достижимый коэффициент готовности ОГ КА

$$\hat{K}^{\pi}_{\Gamma} = 1 - \frac{\hat{t}^{\sum}_{\text{отк}}}{\tau^{\text{ог}}_{\Phi}},$$
(7)

где $\hat{t}_{_{\rm отк}}^{\Sigma}$ – суммарное время пребывания ОГ в неработоспособном состоянии (не функционирует штатно хотя бы один КА), а $\tau_{\Phi}^{_{\rm OF}}$ – требуемое время функционирования ОГ. На основании формулы (7) функция распределения $\hat{K}_{\rm r}^{^{\rm Д}}$

$$F_{\hat{K}_{\Gamma}^{\pi}}(K_{\Gamma}) = 1 - F_{\hat{t}_{OTK}^{\Sigma}}[(1 - K_{\Gamma})\tau_{\Phi}^{O\Gamma}].$$
(8)

Таким образом, задача сводится к нахождению закона распределения времени неработоспособности ОГ. В общем случае величина

 $\hat{t}_{_{\rm OTK}}^{\Sigma}$ меньше, чем простая сумма периодов неработоспособности отдельных КА, поскольку при большом количестве отказов интервалы времени, в течение которых различные КА неработоспособны, могут перекрываться. Однако в практически важных случаях (когда коэффициент готовности больше 0,9) вероятность двух и более отказов КА за один период ТО весьма мала. Этот вывод полностью подтверждается результатами имитационного моделирования процесса технического обслуживания орбитальной группировки КА, которое было выполнено для верификации разработанной математической модели. Если число отказов КА мало, то мала и вероятность перекрытий. Следовательно, можно не учитывать перекрытия, полагая, что суммарное время неработоспособности ОГ равно сумме случайных периодов неработоспособности отдельных КА. В состав суммы входит случайное число слагаемых, так как количество отказов КА случайно:

$$\hat{\xi}_{\text{отк}}^{\Sigma} = \sum_{i=1}^{\hat{n}_{\text{отк}}^{\text{KA}}} \hat{t}_{\text{отк}}^{\text{KA}}, \qquad (9)$$

где $\hat{t}_{_{\rm OTK}}^{\rm KA}$ – время пребывания КА в неработоспособном состоянии, $\hat{n}_{_{\rm OTK}}^{\rm KA}$ – число отказов КА за все время функционирования ОГ. Закон распределения первой величины определяется двумя факторами: законом распределения времени безотказной работы КА $\hat{t}_{_{\rm BP}}^{\rm KA}$, от которого зависит момент наступления отказа КА, а также стратегией ТО, от которой зависит момент устранения отказа.

Как уже отмечалось, вероятность двух и более отказов одного КА за период ТО очень мала. Следовательно, суммарное количество отказов КА $\hat{n}_{_{\mathrm{OTK}}}^{\mathrm{KA}}$ за время функционирования ОГ распределено по биномиальному закону: имеем $N_{_{\Im}} = n_{_{\mathrm{TO}}} N_{_{\mathrm{KA}}}$ независимых опытов, в которых событие (отказ КА) может произойти с некоторой малой вероятностью $1 - P_{_{\mathrm{БP}}}^{\mathrm{KA}}(T_{_{\mathrm{TO}}})$. Здесь $n_{_{\mathrm{TO}}}$ – количество технических обслуживаний за время работы орбитальной группировки $\tau_{_{\Phi}}^{\mathrm{OF}}$, а $P_{_{\mathrm{БP}}}^{\mathrm{KA}}(T_{_{\mathrm{TO}}})$ – вероятность безотказной работы КА за период ТО (предполагаем,

что характеристики надежности КА после ТО восстанавливаются). Тогда вероятность появления *n* отказов вычисляется по формуле:

$$P(\stackrel{\wedge}{n}_{\mathrm{KA}} = n) = C_{N_{\mathcal{Y}}} [1 - P_{\mathrm{BP}}^{\mathrm{KA}}(T_{\mathrm{TO}})]^{n} [P_{\mathrm{BP}}^{\mathrm{KA}}(T_{\mathrm{TO}})]^{N_{\mathcal{Y}-n}}.$$

Данное соотношение получено с учетом малой вероятности отказа КА на последнем этапе функционирования ОГ: $t_{\Phi}^{\text{GF}} = \tau_{\Phi}^{\text{OF}} - n_{\text{TO}}T_{\text{To}}$.

Биномиальные коэффициенты вычисляются по известной формуле:

$$C_{N_{\mathfrak{I}}} = \frac{N_{\mathfrak{I}}!}{n!(N_{\mathfrak{I}}-n)}$$

Допущение об отсутствии перекрытий интервалов неработоспособности ограничивает максимальное количество отказов КА для профилактической стратегии ТО величиной $n_{\rm TO}$. При вычислении вероятности появления некоторого числа отказов КА это обстоятельство можно не учитывать, поскольку вероятность появления более чем $n_{\rm TO}$ отказов пренебрежимо мала. Функция распределения величины $t_{\rm отк}^{\rm KA}$ зависит от интервала времени, на котором может произойти отказ, т.е. отличается для $T_{\rm тO}$ и $t_{\Phi}^{\rm K}$ – конечного этапа функционирования ОГ после последнего ТО (этот этап появляется, поскольку значение $\tau_{\Phi}^{\rm OF}$ может быть выбрано любым, необязательно кратным $T_{\rm TO}$).

Перепишем формулу (9), учитывая, что вероятность двух и более отказов КА на конечном этапе полета пренебрежимо мала:

$$\hat{t}_{_{\text{OTK}}}^{\Sigma} = \hat{t}_{_{\text{OTK}}}^{_{\text{TO}}} + \hat{t}_{_{\text{OTK}}}^{_{\text{OCT}}} = \sum_{i=1}^{\hat{n}_{_{\text{OTK}}}^{_{\text{TO}}}} t_{_{\text{OTK}}}^{_{\text{KA}}} + \hat{t}_{_{\text{OTK}}}^{_{\text{OCT}}}, \qquad (10)$$

где $\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{ост}}$ – время неработоспособности КА из-за отказа на конечном этапе полета; $\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{то}}$, $\hat{n}_{\text{отк}}^{\text{то}}$ – суммарное время неработоспособности всех КА и количество их отказов между всеми профилактическими ТО. Отказы КА мо-

гут отсутствовать, тогда $\hat{t}_{_{\text{отк}}}^{\Sigma} = 0.$

С учетом сказанного, пользуясь формулой полной вероятности, запишем для функции

распределения $\hat{t}_{\text{отк}}^{\Sigma}$:

$$\begin{aligned} \mathcal{F}_{\text{OTK}} \left(t_{\text{OTK}}^{\Sigma} \right) &= P(t_{\text{OTK}}^{\Sigma} < t_{\text{OTK}}^{\Sigma}) = p_0^{10} p_0^{\text{oct}} + \\ &+ p_0^{\text{TO}} \left(1 - p_0^{\text{oct}} \right) F_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{\text{oct}}} \left(t_{\text{OTK}}^{\Sigma} \right) + \\ &n_{\text{TO}} \end{aligned}$$
(11)

$$+ p_{0}^{\text{oct}} \sum_{i=1}^{n} p(\hat{n}_{\text{otk}}^{\text{TO}} = i) F_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{i}}(t_{\text{otk}}^{\Sigma}) + (1 - p_{0}^{\text{oct}}) \sum_{i=1}^{n} p(\hat{n}_{\text{otk}}^{\text{TO}} = i) F_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{i}}(t_{\text{otk}}^{\Sigma}),$$

где $p_0^{\text{ост}} = [P_{\text{БР}}^{\text{KA}}(t_{\Phi}^{\text{K}})]^{N_{\text{KA}}}; p_0^{\text{то}} = [P_{\text{БР}}^{\text{KA}}(T_{\text{TO}})]^{n_{\text{TO}}N_{\text{KA}}}$ вероятности отсутствия отказов КА на всех этапах функционирования ОГ между техническими обслуживаниями и конечном этапе функционирования. Третье и четвертое слагаемые правой части выражения (11) включают суммы произведений вероятностей выполнения равенств $\hat{n}_{\text{отк}}^{\text{то}} = i$ на значения функций распределения величины $\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{то}}$ при условии на-

личия
$$i$$
 отказов – $F_{\hat{t}_{\text{отк}}^i}$ ($t_{\text{отк}}^{\Sigma}$) и $\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{то}} + \hat{t}_{\text{отк}}^{\text{ост}} - F_{\hat{t}_{\text{отк}}^i}$

 $F_{\hat{t}^i_{_{\mathrm{OTK}}}+\hat{t}^{_{\mathrm{OTK}}}_{_{\mathrm{OTK}}}}$ ($t^{2}_{_{\mathrm{OTK}}}$). Эти функции распределения

получаем в предположении, что отказы имели место. Вероятность полного отсутствия отказов учитывается первым слагаемым правой части уравнения (11). Второе слагаемое учитывает наличие отказа на конечном этапе полета, когда на других этапах отказов нет. Третье слагаемое соответствует наличию отказов между ТО, но их отсутствию на конечном этапе. Четвертый член суммы отвечает наличию отказов и между ТО, и на конечном этапе полета.

Величина $F_{\hat{t}_{\text{отк}}^i+\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{ост}}}$ ($t_{\text{отк}}^{\Sigma}$) находится как

функция распределения суммы двух независимых случайных величин:

$$F_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{i}+\hat{t}_{\text{OTK}}^{\text{oct}}}(t_{\text{OTK}}^{\Sigma}) = \int_{0}^{t_{\text{OTK}}^{\Sigma}} \varphi_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{i}+\hat{t}_{\text{OTK}}^{\text{oct}}}(t_{\text{OTK}}^{\Sigma}) dt_{\text{OTK}}^{\Sigma};$$

$$\varphi_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{i}+\hat{t}_{\text{OTK}}^{\text{oct}}}(t_{\text{oTK}}^{\Sigma}) =$$

$$= \int_{0}^{t_{\Phi}^{K}} \varphi_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{cc}}(t_{\text{OTK}}^{\text{oct}}) \varphi_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{i}}(t_{\text{OTK}}^{\Sigma}-t_{\text{OTK}}^{\text{oct}}) dt_{\text{OTK}}^{\text{oct}},$$
(12)

где $\phi_{\hat{t}_{\text{отк}}^{i}+\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{ост}}}(t_{\text{отк}}^{\Sigma}), \phi_{\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{ост}}}(t_{\text{отк}}^{\text{ост}}) - функции плот-$

ности распределения соответствующих случайных величин. В уравнении (12) учтены об-

ласти значений указанных величин:
$$\hat{t}_{\text{отк}}^{\Sigma} \in [0; \tau_{\Phi}^{\text{ог}}],$$

 $\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{ост}} \in [0; t_{\Phi}^{\text{K}}], \hat{t}_{\text{ОТK}}^{i} \in [0; iT_{\text{то}}], \hat{t}_{\text{отк}}^{\text{ост}} + \hat{t}_{\text{ОТK}}^{i} \in [0; iT_{\text{то}} + t_{\Phi}^{\text{K}}].$
Очевидно, что $F_{\hat{t}_{\text{ОТK}}^{i}}(t_{\text{отк}}^{\Sigma}) = F_{\hat{t}_{\text{ОТK}}^{\text{KA}}}(t_{\text{отк}}^{\Sigma}).$ Функ-

ция распределения времени неработоспособности ОГ при наличии двух и более отказов КА определяется как функция распределения суммы независимых величин:

$$\varphi_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{2}}(t_{\text{OTK}}^{\Sigma}) = \int_{0}^{T_{\text{TO}}} \varphi_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{\text{KA}}}(t_{\text{OTK}}^{\text{KA}}) \varphi_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{\text{KA}}}(t_{\text{OTK}}^{\Sigma} - t_{\text{OTK}}^{\text{KA}}) dt_{\text{OTK}}^{\text{KA}};$$

КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА И ТЕХНОЛОГИИ №2/2013

$$\varphi_{\hat{t}_{\text{отк}}^{3}}(t_{\text{отк}}^{\Sigma}) = \int_{0}^{T_{\text{TO}}} \varphi_{\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{KA}}}(t_{\text{отк}}^{\text{KA}}) \varphi_{\hat{t}_{\text{отк}}^{2}}(t_{\text{отк}}^{\Sigma} - t_{\text{отк}}^{\text{KA}}) dt_{\text{отк}}^{\text{KA}};$$
... (13)

$$\boldsymbol{\varphi}_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{i+1}}(t_{\text{OTK}}^{\Sigma}) = \int_{0}^{T_{\text{TO}}} \boldsymbol{\varphi}_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{\text{KA}}}(t_{\text{OTK}}^{\text{KA}}) \boldsymbol{\varphi}_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{i}}(t_{\text{OTK}}^{\Sigma} - t_{\text{OTK}}^{\text{KA}}) dt_{\text{OTK}}^{\text{KA}};$$

$$\begin{split} \varphi_{\hat{t}_{\text{отк}}^{n_{\text{TO}}}}(t_{\text{отк}}^{\Sigma}) &= \int_{0}^{T_{\text{TO}}} \varphi_{\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{KA}}}(t_{\text{отк}}^{\text{KA}}) \varphi_{\hat{t}_{\text{отк}}^{n_{\text{TO}}}-1}(t_{\text{отк}}^{\Sigma} - t_{\text{отк}}^{\text{KA}}) dt_{\text{отк}}^{\text{KA}}; \\ F_{\hat{t}_{\text{отк}}^{i}}(t_{\text{отк}}^{\Sigma}) &= \int_{0}^{T_{\text{TO}}} \varphi_{\hat{t}_{\text{отк}}^{i}}(t_{\text{отк}}^{\Sigma}) dt_{\text{отк}}^{\Sigma}, \ i \in [1; n_{\text{TO}}]. \end{split}$$

Соотношения (11)–(13) позволяют найти функцию распределения величины $\hat{t}_{\text{отк}}^{\Sigma}$, если известны функции распределения величин $\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{KA}}$, $\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{ост}}$. Для профилактической стратегии TO $\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{KA}}$ – это время между возникновением отказа KA и ближайшим обслуживанием, $\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{KA}} \in [0; T_{\text{то}}]$. $\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{ост}}$ – промежуток времени между появлением отказа KA, произошедшим позднее последнего TO, и завершением срока эксплуатации OГ, $\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{ост}} \in [0; t_{\phi}^{\kappa}]$. Поэтому справедливы соотно-

$$\hat{t}_{\text{otk}}^{\text{KA}} = T_{\text{to}} - \hat{t}_{\text{BP}}^{\text{TO}}; \hat{t}_{\text{otk}}^{\text{oct}} = t_{\Phi}^{\text{K}} - \hat{t}_{\text{BP}}^{\text{oct}},$$
(14)

шения:

где $\hat{t}_{\rm BP}^{\rm TO}$ – время безотказной работы КА, закон распределения которого находится при условии, что между двумя ТО имели место отказы; $\hat{t}_{\rm BP}^{\rm oct}$ – время безотказной работы КА, закон распределения которого находится при условии, что между ТО и концом эксплуатации ОГ имели место отказы. Функция распределения $\hat{t}_{\rm BP}^{\rm TO}$ для профилактической стратегии ТО связана с функцией распределения времени безотказной работы КА $\hat{t}_{\rm BP}^{\rm KA}$ соотношением:

$$F_{\hat{t}_{\rm DP}^{\rm TO}}(t_{\rm BP}^{\rm TO}) = \begin{cases} 0, t_{\rm BP}^{\rm TO} < 0; \\ F_{\hat{t}_{\rm BP}^{\rm KA}}(t_{\rm BP}^{\rm TO}) \\ F_{\hat{t}_{\rm BP}^{\rm KA}}(T_{\rm TO}) \\ F_{\hat{t}_{\rm BP}^{\rm KA}}(T_{\rm TO}) \\ 0 \le t_{\rm BP}^{\rm TO} \le T_{\rm TO}; \\ 1, t_{\rm BP}^{\rm TO} > T_{\rm TO}. \end{cases} = \frac{F_{\hat{t}_{\rm BP}}(t_{\rm BP}^{\rm TO})}{1 - P_{\rm BP}^{\rm KA}(T_{\rm TO})}, \quad (15)$$

Аналогично для величины $\hat{t}_{\text{БР}}^{\text{ост}}$:

$$F_{\hat{t}_{\rm DP}^{\rm oct}}(t_{\rm DP}^{\rm oct}) = \begin{cases} 0, t_{\rm BP}^{\rm oct} < 0; \\ F_{\hat{t}_{\rm BP}^{\rm (K}}(t_{\rm BP}^{\rm oct}) \\ 1 - P_{\rm BP}^{\rm KA}(t_{\Phi}^{\rm K}) \\ 0 \le t_{\rm BP}^{\rm oct} \le t_{\Phi}^{\rm K}; \\ 1, t_{\rm BP}^{\rm oct} > t_{\Phi}^{\rm K}. \end{cases}$$
(16)

На основании уравнений (14)–(16) получаем:

$$\varphi_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{\text{KA}}}(t_{\text{OTK}}^{\text{KA}}) = \begin{cases}
0, t_{\text{OTK}}^{\text{KA}} < 0; \\
\varphi_{\hat{t}_{\text{DP}}^{\text{KA}}}(T_{\text{TO}} - t_{\text{OTK}}^{\text{KA}}) \\
\frac{1 - P_{\text{EP}}^{\text{KA}}(T_{\text{TO}})}{0 \leqslant t_{\text{OTK}}^{\text{KA}} \leqslant T_{\text{TO}}}; \\
0, t_{\text{OTK}}^{\text{TO}} > T_{\text{TO}}.
\end{cases} (17)$$

$$\varphi_{\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{ост}}}(t_{\text{отк}}^{\text{ост}}) = \begin{cases} 0, t_{\text{отк}}^{\text{ост}} < 0; \\ \varphi_{\hat{t}_{\text{БР}}}(t_{\Phi}^{\text{K}} - t_{\text{отк}}^{\text{ост}}) \\ 1 - P_{\text{БР}}^{\text{KA}}(t_{\Phi}^{\text{K}}) \\ 0 \leqslant t_{\text{отк}}^{\text{ост}} \leqslant t_{\Phi}^{\text{K}}; \\ 0, t_{\text{отK}}^{\text{ост}} > t_{\Phi}^{\text{K}}. \end{cases}$$
(18)

Совокупность выражений (8), (11)–(13), (17), (18) позволяет найти функцию распределения коэффициента готовности для профилактической стратегии ТО, если известна функция распределения времени безотказной работы КА. Она определяется характеристиками надежности бортовых систем КА: $F_{\hat{t}_{\text{БР}}^{\text{KA}}}(t) = 1 - P_{\text{БР}}^{\text{KA}}(t)$.

Математическое ожидание коэффициента готовности на основании формул (7) и (10):

$$\overline{K_{\Gamma}^{\Pi}} = 1 - \frac{\overline{n_{\text{отк}}^{\text{TO}}} \overline{t_{\text{отк}}^{\text{KA}}} + \overline{n_{\text{отк}}^{\text{ост}}} \overline{t_{\text{отк}}^{\text{ост}}}}{\tau_{\Phi}^{\text{OT}}},$$
(19)

где $\overline{n_{\text{отк}}^{\text{TO}}}$, $\overline{t_{\text{отк}}^{\text{KA}}}$, $\overline{n_{\text{отк}}^{\text{oct}}}$, $\overline{t_{\text{отк}}^{\text{oct}}}$ – математические ожидания количеств отказов и времен неработоспособности КА на этапе ТО и конечном этапе функционирования ОГ.

С учетом биномиального характера распределения числа отказов и связи между МО времени безотказной работы КА и его вероятностью безотказной работы получим из уравнения (19) для профилактической стратегии ТО:

$$\overline{K_{\Gamma}^{\pi}} = 1 - N_{\text{KA}} \left(\frac{n_{\text{TO}} \int_{0}^{T_{\text{TO}}} P_{\text{BP}}^{\text{KA}}(t) + \int_{0}^{T} P_{\text{BP}}^{\text{KA}}(t)}{\tau_{\Phi}^{\text{O}\Gamma}} - 1 \right).$$

Для дисперсии $\hat{K}^{\rm A}_{\rm \Gamma}$ справедливо соотношение:

$$D_{\hat{K}_{\Gamma}}^{=} \left(\frac{1}{\tau_{\Phi}^{\text{OF}}}\right)^{2} (D_{\hat{t}_{\text{OTK}}}^{-+} + D_{\hat{t}_{\text{OTK}}}^{-+-}).$$

При нахождении дисперсии величин $\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{то}}$ и $\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{ост}}$ необходимо учитывать, что отказы КА могут отсутствовать. Воспользуемся связью между вторым начальным моментом случайной величины и дисперсией:

$$\alpha_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{\text{TO}}}^2 = D_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{\text{TO}}} + \left(\bar{t}_{\text{OTK}}^{\text{TO}}\right)^2, \qquad (20)$$

где МО величины $\hat{t}_{_{\mathrm{отк}}}^{_{\mathrm{TO}}}$ (для профилактической стратегии):

$$\overline{t}_{_{\mathrm{OTK}}}^{\mathrm{TO}} = N_{\mathrm{KA}} n_{\mathrm{TO}} (T_{\mathrm{TO}} - \int_{0}^{T_{\mathrm{TO}}} P_{\mathrm{BP}}^{\mathrm{KA}}(t) \,\mathrm{d}t)$$

Поскольку при полном отсутствии отказов $\hat{t}_{_{\rm OTK}}^{\rm TO},$ то справедлива формула

$$\alpha_{\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{TO}}}^{2} = \int_{0}^{n_{\text{TO}}} (\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{TO}})^{2} \sum_{i=1}^{n_{\text{TO}}} p(\hat{n}_{\text{отк}} = i) \varphi_{\hat{t}_{\text{отк}}^{i}}(t_{\text{отк}}^{\text{TO}}) dt_{\text{отк}}^{\text{TO}} =$$

$$= \sum_{i=1}^{n_{\text{TO}}} p(\hat{n}_{\text{отк}} = i) \int_{0}^{iT_{\text{TO}}} (\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{TO}})^{2} \varphi_{\hat{t}_{\text{отк}}^{i}}(t_{\text{отк}}^{\text{TO}}) dt_{\text{отк}}^{\text{TO}} = (21)$$

$$n_{\text{TO}}$$

$$= \sum_{i=1}^{10} p(\hat{n}_{otk} = i)^2 \alpha_{\hat{t}^{i}_{otk}}$$

С другой стороны, вторые начальные моменты величин $\hat{t}_{\text{отк}}^{i}$ выражаются через их дисперсии и МО по формулам, аналогичным формуле (20):

$$\alpha_{\hat{t}^{i}_{\text{отк}}} = D_{\hat{t}^{i}_{\text{отк}}} + \left(\overline{\hat{t}^{i}}_{\text{отк}}\right)^{2}.$$
 (22)

Указанные величины вычисляются, если известны дисперсии и МО для периода неработоспособности КА после одного отказа:

$$D_{\hat{t}_{\text{отк}}^{i}} = i D_{\hat{t}_{\text{отк}}^{\text{KA}}}; \quad \overline{\hat{t}_{\text{отк}}^{i}} = i \widehat{t}_{\text{отк}}^{\text{KA}}. \quad (23)$$

Из уравнений (20)-(23) следует:

$$D_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{\text{TO}}} = \alpha_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{i}} - \left(\overline{\hat{t}_{\text{OTK}}^{\text{TO}}}\right)^{2} =$$

$$= \sum_{i=1}^{n_{\text{TO}}} p(\hat{n}_{\text{OTK}} = i) \left[iD_{\hat{t}_{\text{OTK}}^{\text{KA}}} + i^{2}\left(\overline{\hat{t}_{\text{OTK}}^{\text{KA}}}\right)^{2}\right] - \left(\overline{\hat{t}_{\text{OTK}}^{\text{TO}}}\right)^{2},$$

где
$$\overline{\hat{t}}_{_{\text{отк}}}^{\text{KA}} = \frac{1}{1 - (T_{\text{TO}})} (T_{\text{TO}} - \int_{0}^{T_{\text{TO}}} P_{\text{БР}}^{\text{KA}}(t) dt).$$

Дисперсия данной величины также может быть найдена, так как известна функция плотности распределения (17). Для нахождения $D_{\hat{t}_{ork}^{ocr}}$

необходимо воспользоваться тем же подходом, но вместо $T_{_{TO}}$ использовать $t_{\Phi}^{^{\mathrm{K}}}$.

Приведенные выше соотношения позволяют находить функции распределения коэффициентов готовности ОГ, их математические ожидания и дисперсии для любых законов распределения времени безотказной работы КА.

Зависимость достижимого коэффициента готовности ОГ от проектных параметров ЭДК СТТО проявляется через его связь с периодом технического обслуживания $T_{\rm ro}$. Приведем соотношения, отражающие данную связь.

В силу наличия относительной прецессии между плоскостями рабочей и опорной орбит стартовые окна, которым соответствуют минимальные затраты характеристической скорости на перелет КАО, следуют с интервалом, равным периоду относительной прецессии $T_{\rm np}^{\rm orm}$. Продолжительность стартового окна мала и определяется допустимым значением дополнительного (к разности наклонений) угла некомпланарности орбит $\gamma_{\rm np}^{\rm oth}:2\gamma_{\rm np}^{\rm oth}/\omega_{\rm oth};$ где $\omega_{\rm oth}-$ угловая скорость относительной прецессии плоскостей орбит. Оценки показывают, что при разумном значении дополнительной некомпланарности продолжительность стартового окна не может превышать 1-2 суток. Траектория движения КАО испытывает заметный прецессионный сдвиг. Угол смещения КАО (плоскости его оскулирующей орбиты) относительно плоскости орбиты ОКЦ будет зависеть от времени перелета и его схемы. Если старт КАО по выбранной плоскости рабочей орбиты состоится в момент совмещения с ней плоскости орбиты ОКЦ, то в конце перелета КАО не попадет в данную плоскость. Это связано с тем, что средняя скорость прецессии КАО выше скорости прецессии рабочей орбиты. Вылет КАО должен осуществляться с упреждением относительно момента совмеще-

ния плоскостей рабочей и опорной орбит. При обратном перелете вылет также должен осуществляться до совмещения указанных плоскостей, поскольку орбита ОКЦ прецессирует быстрее переходной орбиты КАО. По этой же причине первое совмещение плоскостей опорной и рабочей орбит после вылета КАО происходит до его прибытия в плоскость рабочей орбиты. Возвращение на опорную орбиту также происходит уже после первого совмещения этих плоскостей, так как скорость их относительной прецессии всегда выше, чем скорость прецессии переходной орбиты относительно опорной. Если количество плоскостей рабочей орбиты равно числу КАО $(N_{\rm KAO} = m)$, то период ТО не может быть меньше, чем $2T_{пр}^{отн}$.

Тогда для периода ТО можно записать:

$$T_{_{\rm TO}} = \tau_{_{\rm Hep}}^{\rm KAO} + \tau_{_{\rm OK}}^{\rm OO} + \tau_{_{\rm O}}^{\rm KAO} + \tau_{_{\rm O}}^{\rm PO} + \tau_{_{\rm IIAY3}}^{\rm KAO},$$

где $\tau^{\rm OO}_{_{0\#}},\,\tau^{\rm PO}_{_{0\#}}$ – минимальное время ожидания КАО открытия стартовых окон для прямого (на опорной орбите) и обратного (на рабочей орбите) перелетов; $\tau_{\Pi A Y 3}^{KAO}$ – продолжительность пассивной паузы. Пассивная пауза имеет место в том случае, когда период ТО выбирается больше минимально возможного. Например, оптимальное время перелета может оказаться относительно малым, если ограничения на массовые затраты не являются жесткими, поскольку это снижает время работы ЭРДУ. В то же время оптимальный период ТО, с точки зрения максимизации BB3 ЭДК, может оказаться больше, чем минимально достижимый при данных временах перелета. Продолжительность паузы кратна величине $T_{\text{пр}}^{\text{отн}}$, как и период ТО. Время прямого и обратного перелетов КАО находится по известным формулам:

$$\tau_{\text{nep}}^{\text{KAO}} = \frac{W_{\text{3PJY}}^{\text{KAO}}}{\alpha_0^{\text{KAO}}} \left[1 - \exp\left(-\frac{V_{\text{X}}^{\Pi}}{W_{\text{3PJY}}^{\text{KAO}}}\right) \right]; \quad (24)$$

$$\tau_{O}^{KAO} = \frac{W_{\Im P \Pi Y}^{KAO}}{(\alpha_{0}^{KAO})_{O\Pi}} \left[1 - \exp\left(-\frac{V_{X}^{O}}{W_{\Im P \Pi Y}^{KAO}}\right) \right], \quad (25)$$

где $V_{\rm X}^{\rm O}$, $V_{\rm X}^{\rm II}$ – затраты характеристической скорости на обратный и прямой перелеты КАО; $\alpha_0^{\rm KAO}$, $(\alpha_0^{\rm KAO})_{\rm OII}$ – начальные ускорения КАО в прямом и обратном перелетах; $W_{\rm ЭРДУ}^{\rm KAO}$ – удельный импульс ЭРДУ КАО.

Поскольку в обратном перелете КАО не транспортирует ПН, а его собственная сухая масса – величина неизменная, начальное ускорение $(\alpha_0^{KAO})_{OII}$ фиксировано. Таким образом,

время обратного перелета – детерминированная величина. Если тяга ЭРДУ не регулируется, то начальное ускорение в прямом перелете α₀^{KAO} будет случайным, поскольку случайна масса ПН. Тогда и продолжительность прямого перелета случайна, что может означать, вопервых, непостоянство периода ТО, а во-вторых, - серьезные трудности в планировании вылетов КАО. Действительно, стартовые окна открываются за некоторое время до совмещения плоскостей опорной и рабочей орбит – время упреждения $t_{y_{\text{ПР}}}^{\text{IIII}}$. Если время перелета случайно, то случайным является и время упреждения. Более того, в процессе ожидания и подготовки вылета КАО это время постоянно меняется (причем скачкообразно), поскольку из-за случайных отказов на борту КА ОГ изменяется масса модуля ПН. Возможна ситуация, когда из-за очередного внезапного отказа на КА ОГ штатный вылет КАО вообще становится невозможным: вылет приходится отложить до следующего стартового окна. Во избежание указанных трудностей необходимо зафиксировать начальное ускорение КАО, а тягу ЭРДУ регулировать в зависимости от массы ПН. Начальное ускорение обратного перелета вычисляется для максимальной тяги ЭРДУ $F_{\text{ЭРДУ}}^{\text{max}}$, поскольку целесообразно сокращать время ее работы:

$$(\alpha_0^{\text{KAO}})_{\text{OII}} = \frac{F_{\text{3PJV}}^{\text{max}}}{M_{\text{cvx}}^{\text{KAO}} + (m_{\text{T}}^{\text{KAO}})_{\text{OII}}},$$
 (26)

где $(m_{\rm T}^{\rm KAO})_{\rm OII}$ – затраты топлива на обратный перелет; $M_{\rm cvx}^{\rm KAO}$ – «сухая» масса КАО.

Для определения времен ожидания стартовых окон необходимо найти значения прецессионных сдвигов плоскостей переходных орбит КАО за время прямого и обратного перелетов.

Угловая скорость прецессии орбиты радиуса r с наклонением i_{op6} вычисляется по известной формуле [5]:

$$\Omega = -\frac{\varepsilon_3}{\sqrt{\mu_3}} \frac{\cos i_{\rm op6}}{r^{7/2}}, \qquad (27)$$

где e_3 – третий коэффициент в разложении гравитационного потенциала Земли в ряд по сферическим функциям; μ_3 – гравитационный параметр Земли.

Тогда угловая скорость относительной прецессии опорной и рабочей орбит:

$$\Omega_{_{\rm OTH}} = - \frac{\varepsilon_{_3}}{\sqrt{\mu_{_3}}} \left(\frac{\cos i_{_{\rm OO}}}{r_{_{\rm OO}}^{7/2}} - \frac{\cos i_{_{\rm PO}}}{r_{_{\rm PO}}^{7/2}} \right),$$

где r_{00} , r_{P0} , i_{00} , i_{P0} – радиусы и наклонения опорной и рабочей орбит.

Период относительной прецессии:

$$T_{\rm np}^{\rm oth} = \frac{2\pi}{\Omega_{\rm oth}}.$$
 (28)

Траектория полета КАО с СЭРДУ близка к круговой спирали. В пределах одного витка радиус и наклонение можно принять постоянными. Тогда может быть введено понятие мгновенной угловой скорости прецессии оскулирующей орбиты КАО $\Omega_{\rm KAO}(t)$, которая вычисляется по формуле, аналогичной формуле (27). Полные углы сдвига плоскости орбиты КАО за время прямого и обратного перелетов:

$$\begin{split} \Psi_{\Pi\Pi}^{\rm CM} &= - \frac{\varepsilon_3}{\sqrt{\mu_3}} \int_{0}^{\tau_{\rm nep}^{\rm KAO}} \frac{\cos i_{\rm op6}(t)}{r(t)^{7/2}} dt; \\ \Psi_{\rm O\Pi}^{\rm CM} &= - \frac{\varepsilon_3}{\sqrt{\mu_3}} \int_{0}^{\tau_{\rm O}^{\rm KAO}} \frac{\cos i_{\rm op6}(t)}{r(t)^{7/2}} dt. \end{split}$$

Зависимости наклонения и радиуса орбиты от времени $i_{op6}(t)$ и r(t) были найдены через текущие значения затрат характеристической скорости с использованием соотношений, приведенных в работах [6, 7] для задач оптимизации перелетов с малой тягой между круговыми некомпланарными орбитами.

Углы прецессионного сдвига КАО относительно обслуживаемой плоскости рабочей орбиты в прямом перелете и относительно опорной орбиты в обратном перелете были названы углами упреждения $\Psi_{\Pi\Pi}^{ynp}$ и Ψ_{Θ}^{ynp} , поскольку именно такие углы должны иметь место (при отсчете от плоскости опорной орбиты в направлении ее прецессии) между плоскостями опорной и рабочей орбит перед вылетами КАО:

$$\begin{split} \Psi_{\text{OII}}^{\text{ynp}} &= \Omega_{\text{OO}} \tau_{\text{O}}^{\text{KAO}} - \Psi_{\text{OII}}^{\text{CM}} - \\ &- 2\pi \operatorname{int} \left(\frac{\Omega_{\text{OO}} \tau_{\text{O}}^{\text{KAO}} - \Psi_{\text{OII}}^{\text{CM}}}{2\pi} \right); \\ \Psi_{\text{IIII}}^{\text{ynp}} &= \Psi_{\text{IIII}}^{\text{CM}} - \Omega_{\text{PO}} \tau_{\text{nep}}^{\text{KAO}} - \\ &- 2\pi \operatorname{int} \left(\frac{\Psi_{\text{IIII}}^{\text{CM}} - \Omega_{\text{PO}} \tau_{\text{nep}}^{\text{KAO}}}{2\pi} \right), \end{split}$$
(29)
$$\Omega_{\text{PO}} - \operatorname{ckopoctu} \text{ угловой прецессии}$$

где $\,\Omega_{_{\rm OO}}^{},\,\,\Omega_{_{\rm PO}}^{}\,-\,$ скорости угловой прецессии опорной и рабочей орбит.

В соотношениях (29) учтено, что интерес представляют только части этих углов, получаемые путем отбрасывания целого числа полных «оборотов» КАО относительно рассматриваемых плоскостей.

Времена упреждения (от момента вылета КАО до ближайшего совмещения плоскостей рабочей и опорной орбит) находятся по формулам:

$$t_{\text{IIII}}^{\text{ynp}} = \frac{\Psi_{\text{IIII}}^{\text{ynp}}}{\Omega_{_{\text{OTH}}}}; t_{_{\text{OII}}}^{\text{ynp}} = \frac{\Psi_{_{\text{OII}}}^{\text{ynp}}}{\Omega_{_{_{\text{OTH}}}}}$$

Зная продолжительность перелетов и упреждения, можно отыскать время запаздывания моментов прибытия КАО на рабочую и опорную орбиты по отношению к последнему моменту совмещения плоскостей этих орбит:

$$t_{\rm KAO}^{\rm 3an} = \tau_{\rm nep}^{\rm KAO} - t_{\rm IIII}^{\rm ynp} - T_{\rm np}^{\rm oth} \operatorname{int}\left(\frac{\tau_{\rm nep}^{\rm KAO} - t_{\rm IIII}^{\rm ynp}}{T_{\rm np}^{\rm oth}}\right);$$
$$(t_{\rm KAO}^{\rm 3an})_{\rm OO} = \tau_{\rm O}^{\rm KAO} - t_{\rm OII}^{\rm ynp} - T_{\rm np}^{\rm oth} \operatorname{int}\left(\frac{\tau_{\rm O}^{\rm KAO} - t_{\rm OII}^{\rm ynp}}{T_{\rm np}^{\rm oth}}\right).$$

Тогда времена ожидания КАО открытия стартовых окон:

$$\tau_{\rm OK}^{\rm PO} = \begin{cases} T_{\rm np}^{\rm oth} - t_{\rm KAO}^{\rm san} - t_{\rm OII}^{\rm ynp}, \\ \Pi {\rm pu} \ T_{\rm \Pi {\rm p}}^{\rm oth} - t_{\rm KAO}^{\rm san} - t_{\rm OII}^{\rm ynp} \ge t_{\Phi}^{\rm KA} + t_{\rm CT}^{\rm KA} + t_{\rm ofcn}^{\rm KA}; \\ (30) \\ 2T_{\rm np}^{\rm oth} - t_{\rm KAO}^{\rm san} - t_{\rm OII}^{\rm ynp}, \\ \Pi {\rm pu} \ T_{\rm \Pi {\rm p}}^{\rm oth} - t_{\rm KAO}^{\rm san} - t_{\rm OII}^{\rm ynp} \le t_{\Phi}^{\rm KA} + t_{\rm CT}^{\rm KA} + t_{\rm ofcn}^{\rm KA}. \end{cases}$$

$$\tau_{\rm OK}^{\rm OO} = \begin{cases} T_{\rm np}^{\rm oth} - t_{\rm KAO}^{\rm san} - t_{\rm OII}^{\rm ynp} \le t_{\Phi}^{\rm KA} + t_{\rm CT}^{\rm KA} + t_{\rm ofcn}^{\rm KA}. \end{cases} \\ T_{\rm np}^{\rm oth} - (t_{\rm KAO}^{\rm san})_{\rm OO} - t_{\rm IIII}^{\rm ynp}, \\ \Pi {\rm pu} \ T_{\rm \Pi {\rm p}}^{\rm oth} - (t_{\rm KAO}^{\rm san})_{\rm OO} - t_{\rm IIII}^{\rm ynp} \ge t_{\rm CT}^{\rm OKII} + t_{\rm ofcn}^{\rm OKII}; \end{cases} \end{cases}$$

$$(31) \\ 2T_{\rm np}^{\rm oth} - (t_{\rm KAO}^{\rm san})_{\rm OO} - t_{\rm IIII}^{\rm ynp}, \\ \Pi {\rm pu} \ T_{\rm \Pi {\rm p}}^{\rm oth} - (t_{\rm KAO}^{\rm san})_{\rm OO} - t_{\rm IIII}^{\rm ynp}, \end{cases} \end{cases}$$

где t_{cr}^{KA} , t_{obcn}^{OKII} , t_{obcn}^{OKII} – суммарная продолжительность стыковок КАО со всеми КА ОГ, находящимися в одной плоскости рабочей орбиты, суммарное время их обслуживания, а также продолжительности процесса стыковки КАО с ОКЦ и обслуживания на нем соответственно; t_{Φ}^{K} – суммарное время фазирований орбиты КАО для обслуживания всех КА ОГ, находящихся в одной плоскости рабочей орбиты.

Совокупность соотношений (24)–(26), (28)–(31) позволяет определить минимально

возможный при заданном значении начального ускорения КАО a_0^{KAO} период ТО и множество возможных значений периода ТО:

$$\begin{split} T_{\text{TO}}^{\min} &= \tau_{\text{nep}}^{\text{KAO}} + \tau_{\text{ow}}^{\text{OO}} + \tau_{\text{O}}^{\text{KAO}} + \tau_{\text{ow}}^{\text{PO}};\\ T_{\text{TO}} &= T_{\text{TO}}^{\min} + \tau_{\text{nay3}}^{\text{KAO}}; \ \tau_{\text{nay3}}^{\text{KAO}} = 0; \ T_{\text{np}}^{\text{OTH}}; 2T_{\text{np}}^{\text{OTH}}; 3T_{\text{np}}^{\text{OTH}};... \end{split}$$

Выводы

Результатом данной работы является комплекс математических моделей, использование которых позволяет формализовать задачу параметрического синтеза ЭДК СТТО – получить функциональные зависимости вероятности выполнения задачи ЭДК (целевой функции) и суммарных массовых затрат (ограничение задачи) от его проектных параметров.

Предложенные математические модели достаточно универсальны и могут использоваться при оптимизации ЭДК СТТО различной структуры [1, 2, 8, 9], включая сравнительно простые, без орбитального космического центра и многоразовых средств развертывания. Подобные СТТО могут быть созданы в обозримом будущем.

Список литературы

1. Евдокимов Р.А., Чилин Ю.Н. Параметрический синтез энергодвигательного комплекса системы транспортно-технического обеспечения орбитальной группировки КА // Космические исследования. 2013. № 3. Т. 5. С. 250 – 264. 2. Чилин Ю.Н. Основы комплексной оптимизации космических энергодвигательных систем. СПб.: ВИККА им. А. Ф. Можайского, 1998. 255 с.

3. Чилин Ю.Н., Евдокимов Р.А. Комплексное обоснование структуры и параметров энергодвигательной системы КА // Космические исследования. 2001. Т.39 (вып.5). С. 537–549.

4. Тимашев С.В., Кузьмин А.А., Чилин Ю.Н. Оптимизация энергетических систем орбитальных пилотируемых станций. М.: Машиностроение, 1986. 232 с.

5. Полет космических аппаратов: Примеры и задачи: Справочник / Авдеев Ю.Ф., Беляков А.И., Брыков А.В. и др.; Под общ. ред. Титова Г.С. 2-е изд., перераб. и доп. М.: Машиностроение, 1990. 272 с.

6. Сафранович В.Ф., Эмдин Л.М. Маршевые двигатели космических аппаратов. Выбор типа и параметров. М.: Машиностроение, 1978. 240 с.

7. Салмин В.В. Оптимизация космических перелетов с малой тягой. М.: Машиностроение, 1987. 208 с.

8. Грибков А.С., Лопота В.А., Легостаев В.П. и др. Электроракетный транспортный аппарат для обеспечения больших грузопотоков в космосе // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 2. С. 101–111.

9. Легостаев В.П., Лопота В.А., Синявский В.В. Перспективы и эффективность применения космических ядерно-энергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок // Космическая техника и технологии. 2013. № 1. С.4–16.

Статья поступила в редакцию 26.01.2013 г.

УДК 629.764.08-533.6:004:536.58

ВЫБОР УСТРОЙСТВ ПОДАЧИ ТЕРМОСТАТИРУЮЩЕГО ВОЗДУХА В ГОЛОВНЫЕ ОБТЕКАТЕЛИ РАКЕТ-НОСИТЕЛЕЙ

© 2013 г. Дядькин А.А., Симакова Т.В.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru*

Рассматривается решение с использованием компьютерного моделирования актуальной задачи выбора схемы и конфигурации устройств (диффузоров) подачи термостатирующего воздуха в головные обтекатели ракет для обеспечения теплового режима космических аппаратов в процессе их наземной подготовки к пуску.

Ключевые слова: диффузор, термостатирование, наземная подготовка ракеты-носителя.

SELECTING DEVICES FOR SUPPLYING THERMOSTATING AIR INTO THE PAYLOAD FAIRING OF LAUNCH VEHICLES

Dyadkin A.A., Simakova T.V.

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The paper examines a computer-aided solution for the critical task of choosing the design and configuration for the devices (diffusers) supplying thermostating air into payload fairings to provide thermal conditioning for spacecraft in the course of their pre-launch ground processing. **Key words:** diffuser, thermostating, launch vehicle pre-launch ground processing.



ДЯДЬКИН А.А.



СИМАКОВА Т.В.

ДЯДЬКИН Анатолий Александрович – ктн, начальник отдела РКК «Энергия», e-mail: anatoly.a.dyadkin@rsce.ru

DYADKIN Anatoly Alexandrovich – Candidate of Science (Engineering), Head of Department at RSC Energia

СИМАКОВА Татьяна Владимировна – ведущий инженер-математик РКК «Энергия», e-mail: tatiana.simakova@rsce.ru

SIMAKOVA Tatiana Vladimirovna – Lead software engineer at RSC Energia

Введение

Разработка космических аппаратов (КА), функционирующих на орбите в течение 15 лет и более, требует обеспечения комфортных условий под головными обтекателями (ГО)ракет-носителей (РН) как на участке выведения аппаратов на рабочую орбиту, так и при наземной подготовке.

В частности, отклонение от заданной в документации температуры среды под ГО в процессе подготовки не должно превышать ~1,5...2 °С (в зависимости от типа КА) при регламентированной влажности, что обеспечивается воздушной системой обеспечения температурного режима (ВСОТР). При этом разработчиками КА предъявляется жесткое ограничение (требование) по максимально допустимой скорости течения воздуха определенного класса чистоты около поверхности аппарата. Как правило, максимальная скорость течения не должна превышать 1,5...5 м/с (для различных КА).

Учитывая, что для обеспечения теплового режима космического аппарата необходимы расходы термостатирующего воздуха 5 000...7 000 м³/ч при диаметре подводящих трубопроводов ~200 мм, задача выполнения указанных ограничений является далеко не тривиальной, так как скорость воздуха на входе в ГО достигает 60 м/с.

Дополнительную сложность представляет то, что КА занимает практически весь внутренний объем ГО. Это обусловливает малые площади поперечных проходных сечений между внутренней поверхностью ГО и наружной поверхностью КА.

Одновременно ставится задача исключения (минимизации) попадания из соседних с ГО отсеков разгонных блоков (РБ) или РН в зону КА менее чистого воздуха, чем среда внутри ГО.

Постановка задачи. Метод решения

В данной статье рассматривается решение задачи подачи и организации течения термостатирующего воздуха внутри космической головной части (КГЧ) с типовым КА. Общий вид КГЧ, состоящей из ГО, КА, переходного отсека (ПхО), РБ и прилегающего к нему приборного отсека (ПО) РН, показан на рис. 1.

Для обеспечения при наземной подготовке заданного температурного режима КА, приборов систем управления РБ и РН термостатирующий воздух подается по независимым магистралям (трубопроводам) в ГО, РБ и ПО РН с выходом отработанного воздуха через специальные устройства на поверхности корпусов РБ и ПО РН. Значения максимального расхода Q воздуха, подаваемого в ГО, РБ и ПО РН, показаны на рис. 1. Положение мест входа трубопроводов ВСОТР принимается заданным, исходя из конфигурации стартового сооружения и конструктивных особенностей ГО, РБ и ПО РН.



Рис. 1. Общий вид КГЧ: *Q*_{ГО,} *Q*_{РБ,} *Q*_{ПО РН} – максимальный расход воздуха в ГО, РБ и ПО РН соответственно

Подача воздуха в ГО осуществляется в его верхней части, что упрощает размещение входного устройства (диффузора) и позволяет минимизировать попадание воздуха из РБ в зону КА.

Задача решается в два этапа. На первом этапе осуществляется выбор оптимальной конфигурации и параметров диффузоров минимальных размеров для подачи воздуха в ГО и РБ с учетом зон, предназначенных для размещения входных устройств BCOTP.

На втором этапе исследуются поля скоростей течения воздуха около КА при выбранной конфигурации диффузоров и схеме их размещения внутри космической головной части, и формируется оптимальная для каждого КА структура течения без доработок конструкции, для чего заранее предусматриваются способы регулирования течения.

Для решения задачи выбора конфигурации и параметров диффузоров, а также организации течения внутри космической головной части используется компьютерное моделирование с помощью программного комплекса (ПК) *FlowVision* [1], в котором реализовано решение уравнений движения вязкого сжимаемого газа. При решении рассматриваемой задачи используются стандартная k- ϵ модель турбулентности и автоматическая генерация сеток.

Исходной для решения задачи является следующая информация:

• 3*D* модель внутренней конфигурации КГЧ с КА (см. рис. 1);

расходы воздуха, подаваемого в головные обтекатели (7 000 м³/ч), РБ (5 000 м³/ч) и ПО РН (4 500 м³/ч);

• температура термостатирующего воздуха T = 10...25 °C.

Необходимо обеспечить скорость течения у поверхности КА $V_s \leq 3,5$ м/с и минимизировать поступление воздуха из РБ в зону КА.

Решению задачи предшествовали тестовые расчеты в подтверждение возможности использования ПК *FlowVision*. Для тестирования использованы экспериментальные данные [2] по параметрам течения в осесимметричной дозвуковой струе, истекающей в затопленное пространство. Исходные данные для расчетов и результаты сравнения расчетных и экспериментальных значений скоростей в поле течения представлены на рис. 2 и 3. Тестовые расчеты подтвердили целесообразность использования ПК *FlowVision*.



Рис. 2. Тестовый расчет осесимметричной дозвуковой струи (характеристики струи: равномерное распределение скорости на выходе $V_0 = 60 \text{ м/с}$, радиус выходного сечения $R_0 = 100 \text{ мм}$, температура струи $T_0 = 25 \text{ °C}$)



Рис. 3. Сравнение расчетных (1) и экспериментальных (2) данных скорости: а – в поперечном сечении струи; б – на оси

Выбор конфигурации диффузоров

На начальном этапе решения задачи, исходя из размеров зон размещения диффузоров в верхней и нижней частях ГО, рассматривались конфигурации диффузоров, представленные на рис. 4–6 (варианты «закрутка», «раструб» и «фонарь»). Предварительное рассмотрение вариантов с точки зрения их размещения внутри КГЧ, их универсальности и конструктивной простоты показало, что для дальнейшей разработки целесообразен вариант диффузора «фонарь» эллипсоидной формы диаметром 450 мм с соотношением полуосей 0,5.

Воздух подается в диффузор через отверстие в его верхней части со скоростью на входе ~60 м/с и истекает внутрь ГО или РБ через овальные отверстия на боковой поверхности (рис. 6). Количество отверстий может варьироваться при сохранении внешней формы диффузора. При анализе течения внутри КГЧ выбраны диффузор с тремя отверстиями под углом 90° друг к другу в верхней части ГО и с двумя отверстиями под углом 90° друг к другу в его нижней части. Диффузоры имеют возможность поворота вокруг продольной оси, что важно с точки зрения формирования структуры течения.





Рис. 4. Вариант диффузора «закрутка»: а – геометрические обводы; б – распределение модуля скорости на выходе из диффузора



Рис. 5. Вариант диффузора «раструб»: а – геометрические обводы; б – распределение модуля скорости на выходе из диффузора

Компьютерное моделирование показало, что для течения внутри диффузора исходной конфигурации со свободным внутренним объемом характерно наличие обширной отрывной зоны в его центральной части, в результате чего существенно уменьшается эффективная площадь выходных отверстий и скорость потока на выходе практически не отличается от скорости на входе (рис. 6).



Рис. 6. Вариант диффузора «фонарь»: а – геометрические обводы; 6 – распределение модуля скорости в продольном сечении

С целью устранения этого недостатка проведена серия расчетов течения в диффузоре с рассекателями различной формы («фонарь-Р»), устанавливаемыми во внутренней полости. В результате выбраны рассекатели воронкообразной формы с криволинейной образующей, показанные на рис. 7. Установка двух рассекателей обеспечивает практически равномерное распределение скорости в выходных сечениях верхнего диффузора с тремя отверстиями и ее снижение с 60 до 30 м/с. Аналогичный результат получен и для диффузора с двумя отверстиями.



Рис. 7. Вариант диффузора «фонарь-Р»: а – геометрические обводы верхнего диффузора (устанавливается в верхней части ГО); б – геометрические обводы нижнего диффузора (устанавливается в верхней части РБ); в – поле скоростей на выходе из центрального отверстия верхнего диффузора; г – поле скоростей на выходе из бокового отверстия верхнего диффузора

Конструкционное исполнение диффузора и его установка на внутренней поверхности ГО показаны на рис. 8. Диффузор прост в изготовлении, имеет гладкую обтекаемую форму.



Рис. 8. Вид диффузора внутри КГЧ

Формирование структуры течения вблизи КА. Результаты расчетов

Расчетные исследования полей течения внутри КГЧ с типовым КА выполнены на персональном компьютере с процессором *Intel Core 2 Duo E*8400@3.00 *GHz* и оперативной памятью 4 ГБ.

Для рассматриваемого КА выбрано такое положение диффузора, при котором одно боковое отверстие ориентировано в сторону вершины ГО, а два других – в сторону левой и правой частей внутренней поверхности ГО под углом 90 ° от верхнего отверстия. Нижний диффузор ориентирован одним отверстием в сторону РБ, а другим – в сторону под углом 90 °, что обеспечивает закрутку потока относительно продольной оси КГЧ.

Расчетам предшествовал анализ и выбор размерности сетки. Число узлов сетки варьировалось в диапазоне от 800 000 ячеек (мелкая сетка) до 300 000 (базовая сетка) (рис. 9). Анализ результатов (рис. 10) показал, что переход от мелкой сетки к базовой практически не влияет на поля скоростей внутри КГЧ, но позволяет существенно сократить затраты машинного времени.



Рис. 9. Расчетная сетка в области верхнего и нижнего диффузоров: а – базовая сетка; б – мелкая сетка

Расчеты показывают, что течение внутри КГЧ имеет сложный пространственный характер, стационарный или нестационарный. При выбранной схеме подачи воздуха в КГЧ через два диффузора обеспечивается преимущественное течение в направлении РБ и исключается затекание воздуха из разгонного блока в зону КА (рис. 10). Поток чистого воздуха из нижнего диффузора играет роль воздушной завесы, что позволяет не устанавливать специальный разделительный экран для предотвращения загрязнения аппарата менее чистой средой из РБ и ПО РН. При этом выполняется заданное ограничение по максимально допустимой скорости потока у поверхности рассматриваемого КА ($V_{s} \leq 3,5$ м/с).



Рис. 10. Поля скоростей в продольной плоскости I-III КГЧ: а – расчет с базовой сеткой; 6 – расчет с более мелкой сеткой



Рис. 11. Поля скоростей в продольной плоскости КГЧ: а – плоскость І-ІІІ КГЧ с базовым расположением диффузора; б – плоскость І-ІІІ КГЧ с развернутым на 90 ° диффузором; в – плоскость II-IV КГЧ с базовым расположением диффузора; г – плоскость II-IV КГЧ с развернутым на 90° диффузором

Структура течения и значения скоростей у поверхности КА при необходимости могут быть изменены путем поворота верхнего диффузора вокруг его продольной оси на угол, кратный 30 °, без доработки конструкции. На рис. 11 демонстрируется влияние углового положения верхнего диффузора на поле скоростей при его повороте на 90 ° от исходного положения. На основании сравнительного анализа поля скоростей для любого КА может быть найдено оптимальное положение диффузора.

Опыт показывает, что для большинства КА оптимальным является исходное положение диффузора.

Практическая реализация

Описанный способ термостатирования полезного груза и конструкция устройств для подачи воздуха в отсеки защищены патентами [3, 4].

Спроектированные с использованием компьютерного моделирования диффузоры и выбранная схема организации течения термостатирующего воздуха внутри КГЧ реализованы в конструкции головного обтекателя ракеты космического назначения (РКН) «Зенит-З*SL*Б» наземного базирования. С их использованием успешно осуществлены наземная подготовка и пуски пяти РКН «Зенит-З*SL*Б» с космическими аппаратами *Amos*-3, *Telstar*-11*N*, *Measat*-1*R*, *Intelsat*-15, *Intelsat*-18.

Выводы

На основе компьютерного моделирования разработаны универсальные компактные устройства (диффузоры) подачи термостатирующего воздуха в КГЧ и отсеки РН.

Диффузоры обеспечивают возможность формирования структуры течения воздуха в отсеках с учетом ограничений по скорости течения у поверхности термостатируемых объектов в широком диапазоне.

Диффузоры успешно применяются в конструкции КГЧ ракеты-носителя «Зенит-З*SL*Б». Планируется их широкое применение в составе КГЧ перспективных проектов, разрабатываемых РКК «Энергия».

Список литературы

1. Система моделирования движения жидкости и газа *FlowVision*, версия 2.05.04: Руководство пользователя. М.: ООО «ТЕ-СИС», 2005.

2. *Абрамович Г.Н.* Прикладная газовая динамика. М.: Наука, 1969.

3. Патент RU 2 359 878 C2. Способ термостатирования полезного груза головного блока ракеты-носителя и бортовая система для его реализации. Болотин В.А., Дядькин А.А., Симакова Т.В.; заявитель и патентообладатель — ОАО РКК «Энергия»; заявка 2007111609/11; приоритет от 29.03.2007 // Изобретения. 2009. № 18.

4. Патент RU 2 412 874 С1. Способ термостатирования объектов ракеты-носителя и бортовая система для его реализации. *Болотин В.А., Дядъкин А.А., Симакова Т.В.*; заявитель и патентообладатель — ОАО РКК «Энергия»; заявка 2009142548/11; приоритет от 19.11.2009 // Изобретения. 2011. № 6.

Статья поступила в редакцию 18.06.2013 г.

УДК 629.784.036.064:621.039:523.3

ТЕХНИКО-ЭКОНОМИЧЕСКАЯ ЭФФЕКТИВНОСТЬ ИСПОЛЬЗОВАНИЯ МНОГОРАЗОВОГО МЕЖОРБИТАЛЬНОГО БУКСИРА НА ОСНОВЕ ЯДЕРНОЙ ЭЛЕКТРОРАКЕТНОЙ ДВИГАТЕЛЬНОЙ УСТАНОВКИ ДЛЯ ОБЕСПЕЧЕНИЯ БОЛЬШИХ ГРУЗОПОТОКОВ ПРИ ОСВОЕНИИ ЛУНЫ

© 2013 г. Косенко А.Б., Синявский В.В.

ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" имени С.П. Королёва» (РКК «Энергия») Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070, *e-mail: post@rsce.ru*

Приведены разработанные математические модели и результаты оптимизации параметров многоразового межорбитального буксира типа «Геркулес» на основе ядерной электроракетной двигательной установки с использованием в качестве целевой функции суммарной массы полезного груза, доставленного с орбиты Земли на орбиту Луны за время эксплуатации многоразового межорбитального буксира, определяемого ресурсом ядерной энергоустановки, и удельной стоимости доставки с Земли на орбиту Луны единицы массы полезного груза. В качестве оптимизируемых параметров рассмотрены электрическая мощность, удельный импульс, тяга, масса ядерной электроракетной двигательной установки и время рейса, а также количество рейсов многоразового межорбитального буксира для обеспечения заданного грузопотока.

Ключевые слова: Луна, многоразовый межорбитальный буксир, оптимизация, удельная стоимость, электроракетная двигательная установка, ядерная энергетическая установка.

TECHNICAL AND ECONOMIC EFFICIENCY OF EMPLOYING A REUSABLE SPACE TUG BASED ON A NUCLEAR ELECTRIC PROPULSION SYSTEM TO SUPPORT INTENSIVE CARGO TRAFFIC FOR LUNAR EXPLORATION

Kosenko A.B., Sinyavskiy V.V.

S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia (RSC Energia) 4A Lenin Street, Korolev, Moscow region, 141070, Russia, e-mail: post@rsce.ru

The paper describes math models and parameter optimization results for a reusable Herculestype space tug based on a nuclear electric propulsion system using as its objective function the total mass of the payload delivered from Earth orbit to lunar orbit over the space tug life determined by the life of the nuclear power unit, and unit cost of delivering from Earth to lunar orbit a unit of payload mass. Considered as parameters to be optimized are electrical power, specific impulse, thrust, propulsion system mass, and time in transit, as well as the number of trips the tug has to make to support the specified cargo traffic.

Key words: Moon, reusable space tug, optimization, unit cost, electrical propulsion, nuclear power unit.


КОСЕНКО А.Б.



СИНЯВСКИЙ В.В.

КОСЕНКО Александр Борисович — ктн, начальник службы РКК «Энергия», e-mail: aleksandr.kosenko@rsce.ru

KOSENKO Alexander Borisovich – Candidate of Science (Engineering), Head of service at RSC Energia

СИНЯВСКИЙ Виктор Васильевич — дтн, профессор, научный консультант РКК «Энергия», e-mail: viktor.sinyavsky@rsce.ru

SINYAVSKIY Victor Vasilyevich – Doctor of Science (Engineering), Professor, Scientific consultant at RSC Energia

Перспективным направлением развития космонавтики является освоение Луны с созданием обитаемых лунных баз с соответствующей инфраструктурой, орбитальной лунной посещаемой станции, добывающе-перерабатывающих комплексов с мощной энергетикой [1]. Одной из первоочередных задач является создание эффективной транспортной системы для доставки грузов, в том числе неделимых, большой массы (до 30 т) с орбиты Земли на орбиту Луны. По оценкам, на первом этапе освоения Луны потребуется грузопоток с орбиты Земли 700...800 т и затем при эксплуатации базы ежегодно более 400 т [1].

Одним из важнейших способов повышения эффективности транспортных операций в космосе является многоразовое использование элементов транспортной системы. Ядерные электроракетные двигательные установки (ЯЭРДУ) позволяют создать многоразовый межорбитальный буксир (ММБ) и тем самым повысить эффективность многозвенной космической транспортной системы.

Состав и структура многоразового межорбитального буксира

Рассмотрим космическую транспортную систему, использующую последовательно одноразовые тяжелые ракеты-носители (PH), одноразовые малые разгонные блоки (PБ) и ММБ на основе ЯЭРДУ. Транспортная система предназначена для обеспечения регу-

лярных грузопотоков с Земли на заданную целевую орбиту. В ее составе предусмотрено наличие многоразового транспортного аппарата — ММБ и грузового контейнера (ГК) с полезным грузом (ПГ), доставляемым ММБ со стартовой радиационно-безопасной орбиты (РБО) высотой не менее 800 км на целевую орбиту, в качестве которой в работе рассматривается окололунная орбита высотой 100 км.

Многоразовый межорбитальный буксир представляет собой транспортный космический летательный аппарат нового поколения, использующий для создания тяги электроракетную двигательную установку (ЭРДУ). Применение ЭРДУ во многом основано на таком преимуществе электроракетных двигателей (ЭРД) по сравнению с жидкостными ракетными двигателями (ЖРД), как существенно более высокий удельный импульс за счет более высокой скорости истечения рабочего тела из ускорительного канала ЭРД. Данная особенность ЭРД позволяет снизить массу рабочего тела, необходимого для доставки ПГ на целевую орбиту, и тем самым повысить массу ПГ.

Использование ЭРДУ требует наличия бортового источника энергии большой мощности. В настоящей работе рассматривается ММБ, имеющий в качестве бортового источника энергии ядерную энергетическую установку (ЯЭУ) с субмегаваттным или мегаваттным уровнем электрической мощности [2]. Транспортный комплекс на основе ММБ на орбите высотой не менее 800 км собирается из двух модулей — энергетического (ЭМ) и грузового (ГМ) (рис. 1).



Рис. 1. Общий вид ММБ: ЭМ — энергетический модуль; ГМ грузовой модуль; 1 — ЯЭУ; 2 — ферма системы отведения (трос системы безударного раскрытия и силовые кабели не показаны); 3 — приборно-агрегатный отсек (ПАО); 4 — стыковочное устройство; 5 — секции ЭРД; 6 — отсек ЭРДУ с системой хранения и подачи рабочего тела (СХП); 7 — ГК с ПГ; 8 — узел разделения ММБ и ГК; 9 — направление вектора силы тяги

В состав энергетического модуля входят:

• ЯЭУ, включающая в себя: термоэмиссионный ядерный реактор, преобразовательный блок, систему управления реактором, систему многократного запуска, систему охлаждения реактора с холодильником-излучателем на тепловых трубах;

• приборно-агрегатный отсек, где размещается ряд служебных систем ММБ: система управления бортовым комплексом, электроника системы управления движением и навигации, аппаратура и агрегаты системы стыковки, систем радиосвязи, телеметрии, обеспечения теплового режима и т.д.;

• система отведения ЯЭУ для дистанцирования установки от остальных систем и агрегатов ММБ с целью снижения ее негативного влияния (ионизирующих излучений реактора);

• стыковочное устройство для стыковки модулей и сборки ММБ в рабочее состояние на околоземной орбите.

Грузовой модуль включает в себя:

• грузовой контейнер с ПГ, представляющий собой отдельный отсек. В ряде случаев ПГ может представлять собой конструктивно законченный отсек, предназначенный для использования в составе крупногабаритного космического или напланетного комплекса, в таком случае ГК не применяется. В связи с тем, что в работе оптимизируются массово-энергетические характеристики силовых агрегатов ММБ, ПГ рассматривается со стороны единственного параметра — массы;

• агрегатный отсек ЭРДУ, модуль ЭРДУ, где размещаются тяговые модули с ЭРД, электроника и элементы СХП рабочего тела ЭРДУ. Предполагается, что СХП с запасом рабочего тела (ксенон) на один рейс ММБ выводится на околоземную орбиту в составе одного ГМ вместе с ЭРДУ и ГК с ПГ;

• узел разделения ПГ и ММБ, представляющий собой шпангоуты ММБ и ГК, соединенные пироболтами, а также набор толкателей, отделяющих ГК от ММБ после подрыва пироболтов.

Постановка задачи оптимизации ММБ

Применительно к транспортным операциям по регулярной доставке ПГ с орбиты Земли на орбиту Луны при помощи ММБ с ЯЭРДУ повышение эффективности транспортной системы будет обеспечено при снижении удельной стоимости транспортировки единицы массы ПГ относительно традиционных средств. Это требование может быть трансформировано в задачу определения параметров ММБ и его основных составляющих, при которых будет доставлено максимальное количество груза на рабочую орбиту за весь срок эксплуатации буксира.

В процессе решения задачи учитывались следующие требования и ограничения:

• ограниченность срока службы ЯЭУ и тяговых модулей ЭРДУ (принято, что ресурс ЯЭУ по существующей литий-ниобиевой технологии составляет пять лет, что в настоящее время считается обоснованным [3], а ресурс ЭРД типа ДАС (двигатель с анодным слоем) — порядка года, что подтверждено экспериментально [4]);

• эксплуатация ЯЭУ и, следовательно, ММБ возможна лишь на орбитах выше радиационно-безопасной, которая по современным представлениям не должна быть ниже 800 км. Поэтому первый пуск ЯЭУ проводится на этой орбите, кроме того ММБ на основе ЯЭРДУ обратный (порожний) рейс завершает также выше этой орбиты;

• доставка контейнера с ПГ на РБО высотой 800 км обеспечивается тяжелой РН, стартующей с космодрома Байконур, с разгонным блоком на основе химических ракетных двигателей;

• принимается так называемая двухпусковая схема развертывания транспортного комплекса (ММБ с ПГ), т.е. до начала эксплуатации двумя пусками РН (одного типа или двух) на РБО доставляются два модуля (ЭМ и ГМ), которые после стыковки образуют готовый к эксплуатации транспортный комплекс — заправленный топливом ММБ со стыкованным ПГ. Масса каждого модуля должна соответствовать возможностям РН по доставке ПГ на стартовую орбиту (РБО высотой 800 км);

• запас рабочего тела ЭРДУ рассчитывается из условия обеспечения перелета РБО– окололунная орбита высотой 100 км–РБО с одной заправкой на околоземной орбите. Общая масса заправляемого рабочего тела предусматривает затраты на управление и резервный запас.

Двухпусковая схема развертывания ММБ и его многоразовое применение предполагают особую компоновку узлов и агрегатов. Учитывая разные ресурсы ЯЭУ и ЭРД (ресурс ЭРД меньше, чем ЯЭУ), рассматривается следующий вариант компоновки выводимых модулей. Первый — ЯЭУ, а также система отведения ее от ЭРДУ и система стыковки модулей. Второй заправленная топливом ЭРДУ, система стыковки, система отведения ПГ от ЭРДУ и контейнер с ПГ.

Задача оптимизации параметров ММБ сводится к следующим шагам:

• оптимизация параметров ММБ по критерию максимума массы ПГ, доставляемого на орбиту назначения за весь срок эксплуатации буксира;

• увязка оптимальных параметров ММБ с характеристиками РН;

• определение оптимального диапазона грузоподъемности РН для данной транспортной системы;

• выбор оптимальных параметров ЯЭУ и ЭРДУ для определенного диапазона грузоподъемности РН.

Максимальная эффективность транспортной системы достигается за счет оптимального согласования параметров всех систем ММБ для выполнения транспортной задачи с большими годовыми грузопотоками.

Оптимизация параметров ММБ по критерию максимума суммарной массы ПГ на целевой орбите заключается также в определении оптимальных значений двух условно независимых параметров — продолжительности перелета на целевую орбиту и уровня мощности ЯЭУ, которые позволяют выявить оптимальные значения удельного импульса и тяги ЭРДУ, масс ЯЭУ, ЭРДУ, рабочего тела и доставляемого ПГ, продолжительности и количества рейсов и др.

Энергомассовая модель ММБ на основе ЯЭРДУ

Исследования эффективности транспортной системы выполнялись с использованием разработанной энергомассовой модели ММБ на основе термоэмиссионной ЯЭУ типа «Геркулес» мощностью сотни и несколько тысяч киловатт и ЭРДУ на основе ЭРД типа ДАС единичной мощностью 25...50 кВт и ресурсом до одного года [5].

Целевой функцией оптимизационной задачи является суммарная масса ПГ, доставляемого на орбиту Луны за весь срок эксплуатации ММБ, определяемая как произведение количества рейсов на массу ПГ, доставляемого за один рейс.

С использованием результатов работ [5, 6] были получены необходимые формулы, определяющие зависимость массы ПГ $m_{\rm HI}$, количества рейсов, удельного импульса ЭРДУ $I_{\rm ЭРДУ}$ от двух параметров – мощности ЯЭУ $N_{\rm ЯЭУ}$ и продолжительности перелета к Луне T_1 .

Масса ПГ, доставляемая за один рейс, определялась по формуле

$$m_{_{\Pi\Gamma}} = \frac{(1 - \alpha - \xi_1 \xi_2)m_0 - m_{_{\Pi\Theta\Psi}} - m_{_{\Theta\Theta\Psi}}}{(1 - \xi_1)},$$

где α – эмпирический коэффициент, отражающий соотношение массы конструкции к стартовой массе ММБ, его значение на основе анализа концептуальных проектов ММБ может быть принято равным 0,02...0,05; $m_{_{\rm ЯЭУ}}$, $m_{_{ЭРДУ}}$, m_0 – массы ЯЭУ, ЭРДУ и стартовая масса ММБ соответственно;

$$\xi_{1} = (1 + k_{\text{CXII}})(1 + \lambda)(1 + \delta_{\text{ymp}}) \left[1 - \exp\left(-\frac{V_{\text{x}}}{I_{\text{ЭРДУ}}}\right) \right];$$

$$\xi_{2} = 2 - (1 + \delta_{\text{ymp}}) \left[1 - \exp\left(-\frac{V_{\text{x}}}{I_{\text{ЭРДУ}}}\right) \right],$$

здесь λ – коэффициент резерва рабочего тела, который может быть принят равным 0,05...0,1; δ_{ynp} – коэффициент, учитывающий дополнительные затраты рабочего тела на управление движением и стабилизацию ММБ, который может быть принят равным 0,10...0,15; k_{CXII} – коэффициент, определяющий массу системы хранения и подачи рабочего тела в долях от массы заправляемого рабочего тела, обычно принимают равным 0,1 [6]; V_x – затраты характеристической скорости для спиральных траекторий при полетах с двигателями малой тяги для перелета на орбиту Луны; I_{2PIX} – удельный импульс ЭРДУ. Удельный импульс и тяга ЭРДУ рассчитывались по следующим формулам:

$$\begin{split} I_{\rm ym} &= \frac{2N_{\rm SPAJ}\eta_{\rm SPAJ}T_{\rm 1}}{m_{\rm 0}V_{\rm x}} + \frac{V_{\rm x}}{2} \\ P_{\rm SPAJ} &= \frac{2N_{\rm SPAJ}\eta_{\rm SPAJ}}{I_{\rm ym}}, \end{split}$$

где T_1 – продолжительность прямого рейса; $N_{\rm ЭРДУ}$ и $\eta_{\rm ЭРДУ}$ – мощность и КПД ЭРДУ, с учетом работы [4] можно принять $\eta_{\rm ЭРДУ} = 0,65$,

причем $N_{\text{эрду}} = \frac{N_{\text{язу}}}{1+k_{\text{сн}}},$

здесь $k_{\rm CH}$ — коэффициент затрат энергии на собственные нужды ЯЭУ, а также потерь мощности при передаче от ЯЭУ к ЭРДУ (обычно $k_{\rm CH} = 0,1$ [7]); $N_{\rm ЯЭУ}$ — электрическая мощность ЯЭУ.

Массы ЯЭУ и ЭРДУ определялись как

$$m_{\rm HDV} = \gamma_{\rm HDV} N_{\rm HDV};$$
$$m_{\rm DPDV} = \gamma_{\rm DPDV} \frac{N_{\rm HDV}}{1+k}$$

где $\gamma_{\rm gey}$ и $\gamma_{\rm 3PJy}-$ удельные массы ЯЭУ и ЭРДУ, кг/кВт,

$$\gamma_{\rm HJW} = \frac{A}{BN_{\rm HJW} + C} + D,$$

здесь *А*, *B*, *C*, *D* — эмпирические коэффициенты, полученные на основе обработки данных проектов термоэмиссионных ЯЭУ мощностью 10 кВт...5 МВт (A = 51,43 кг; B = 0,01; C = 0,35 кВт; D = 4,85 кг/кВт).

Масса топлива на один рейс (туда и обратно) определялась по формуле

$$m_{\rm T} = (1+\lambda)(1+\delta_{\rm ynp}) \left[1 - \exp\left(-\frac{V_{\rm x}}{I_{\rm \tiny SPGY}}\right) \right] \times \left\{ \left(M_0 \left\{ 2 - (1+\delta_{\rm ynp}) \left[1 - \exp\left(-\frac{V_{\rm x}}{I_{\rm \tiny SPGY}}\right) \right] \right\} - m_{\rm HF} \right\} \right\}$$

Продолжительность рейса $T_{\rm p}$ определялась как сумма времени, затраченного на прямой $T_{\rm 1}$, обратный $T_{\rm 2}$ рейсы и на стыковочные и расстыковочные операции на околоземной и окололунной орбитах $T_{\rm op6}$ ($T_{\rm op6}$ принималось равным 7 сут):

$$T_{\rm p} = T_{\rm 1} + \left(I_{\rm yg} - \frac{V_{\rm x}}{2} \right) - \frac{m_{\rm 02}V_{\rm x}}{2N_{\rm 3PДy}\eta_{\rm 3PДy}} + T_{\rm op6},$$

где m_{02} – начальная масса «порожнего» буксира при старте с окололунной орбиты, опреде-

ляемая выражением

$$m_{02} = m_0 - m_{\Pi\Gamma} - (1 + \delta_{y_{\Pi\Gamma}})m_{T1},$$

здесь $m_{\rm T1}$ — масса топлива, затраченная маршевой ЭРДУ в прямом рейсе.

Количество рейсов ММБ — это целое число, поэтому невозможно решить задачу оптимизации простым дифференцированием целевой функции, и функция зависимости количества рейсов от мощности ЯЭУ является кусочнолинейной. Наличие разрывов в данной зависимости определяет кусочный характер функции зависимости суммарной массы ПГ, доставляемого МБ на орбиту Луны за весь срок эксплуатации. Поэтому решение задачи оптимизации мощности ЯЭУ по критерию максимума суммарной массы ПГ возможно только численными методами.

При создании расчетной программы в среде *MathCAD* реализовано допущение, что последний рейс учитывается в общем количестве при условии, что ПГ доставлен на орбиту Луны. При этом в расчет не принималось условие возвращения МБ на орбиту Земли из последнего рейса.

Результаты оптимизации параметров ММБ

Прежде всего необходимо отметить, что имеет место узкий оптимум в зависимости суммарной массы ПГ при вариации мощности ЯЭУ и продолжительности перелета на целевую орбиту (рис. 2).



Рис. 2. Зависимость максимальной суммарной массы ШГ, доставляемого на окололунную орбиту за весь ресурс ЯЭУ, от мощности установки: о — расчетные значения; точкам соответствуют оптимальные значения затрат времени перелета на окололунную орбиту: 1 — 354; 2 — 219; 3 — 181; 4 — 153; 5 — 152; 6 — 150; 7 — 147; 8 — 142; 9 — 136 сут

Влияние стартовой массы ММБ на оптимальные параметры ЯЭУ, ЭРДУ и ММБ. Формирование стартовой массы готового к рейсу ММБ осуществляется стыковкой находящегося на РБО энергомодуля (фактически ЯЭУ) с доставленными на эту орбиту для очередного рейса заправленной топливом ЭРДУ и ПГ. Доставка ЭРДУ и ПГ может быть осуществлена как одним пуском РН, так и несколькими с последующими стыковками. Поэтому интересен вопрос о влиянии стартовой массы ММБ на оптимальные параметры ЯЭУ, ЭРДУ и ММБ. На рис. 3 применительно к широкому диапазону значений стартовой массы ММБ (10...60 т на РБО) приведены зависимости оптимальных значений мощности ЯЭУ, удельного импульса ЭРД, тяги ЭРДУ, суммарной массы ПГ, доставляемого на орбиту Луны, продолжительности рейса от массы ГМ на стартовой орбите 800 км.



Рис. 3. Графики зависимости параметров ММБ от массы ГМ: а — оптимальных значений мощности ЯЭУ, удельного импульса и тяги ЭРДУ, продолжительности рейса от массы ГМ на РБО; б — массы ПГ, доставляемого ММБ на орбиту Луны (т_{ПГ} — за один рейс, т^{сци} — за весь срок эксплуатации буксира), и стартовой массы ММБ т₀

Учитывая, что масса ЯЭУ зависит от ее ресурса, была выполнена оценка зависимости стартовой массы ММБ от ресурса ЯЭУ (3–10 лет) и массы грузового модуля. Анализ результатов показал, что m_0 почти линейно зависит как от значения ресурса, так и от массы грузового модуля $m_{\rm TM}$. Принимая, что множество точек в пространстве, имеющих координаты (m_0 , $m_{\rm TM}$, $\tau_{\rm SDY}$), в первом приближении образуют плоскость, выражение для стартовой массы ММБ может быть записано в виде:

$$m_0 = k_1 m_{\text{FM}} + k_2 \tau_{\text{HJY}} + k_3$$

где $\tau_{\text{ЯЭУ}}$ — ресурс ЯЭУ; k_1 , k_2 , k_3 — некоторые эмпирические коэффициенты. При принятых исходных данных $k_1 = 1,23$; $k_2 = 0,3$; $k_3 = 4,4$. Погрешность определения стартовой массы

ММБ при помощи полученного эмпирического выражения относительно принятых исходных данных не превышает 2,5%.

Влияние грузоподъемности ракет-носителей на оптимальные параметры ЯЭУ, ЭРДУ и показатели эффективности ММБ. Полученные значения оптимальных параметров в широком диапазоне значений стартовой массы ММБ позволяют трансформировать их в зависимость оптимальных параметров ЯЭРДУ и ММБ от грузоподъемности основной РН, доставляющей с помощью РБ на основе ЖРД модуль с полезным грузом на РБО, т.е. получить оптимальные значения параметров ЯЭУ и ЭРДУ при использовании конкретных РН.

На основе анализа энергетических возможностей РН «Протон-М» с РБ типа «Фрегат» для доставки ПГ на РБО и предположения о том, что перспективные средства выведения будут обладать не меньшей эффективностью, чем существующая РН, было принято, что грузоподъемность РН на РБО равна 85% от грузоподъемности на низкую околоземную орбиту вне зависимости от используемого РБ на основе ЖРД.

Расчетная программа для определения оптимальных параметров ЯЭУ, ЭРДУ и показателей эффективности ММБ была доработана в соответствии с использованием в качестве исходных данных грузоподъемности конкретных РН. Были получены оптимальные значения основных параметров ММБ при использовании существующей РН «Протон-М», перспективных РН «Ангара-А5» этого же класса, а также РН «Ангара-А7» более тяжелого класса с повышенной грузоподъемностью (на низкой орбите, равной 200 км, — 35 т, на РБО — 29–30 т), а также перспективной РН грузоподъемностью ~ 60 т на низкую околоземную орбиту (условно «PH-60»). Результаты расчета оптимальных параметров ММБ для обеспечения транспортных операций между околоземной и окололунной орбитами (ресурс ЯЭУ и ММБ – пять лет) для указанных РН представлены в табл. 1.

Применение PH более тяжелого класса, чем PH «Протон-М», повышает эффективность использования MMБ в программе обеспечения больших грузопотоков с околоземной на окололунную орбиту. Так, при увеличении грузоподъемности PH на PБО с 18–19 т (существующая PH «Протон-М») до 50–51 т (перспективная PH, рассчитанная на 60–65 т), оптимальная мощность термоэмиссионной ЯЭУ увеличивается с 0,8 до 1,7 МВт, удельный импульс снижается с 60,6 до 42,5 км/с и соответственно суммарная масса ПГ увеличивается в 3,9 раза, продолжительность рейса сокращается с 9 до 6 месяцев, масса ПГ за один рейс увеличивается с 9,7 до 26,3 т (в 2,7 раза).

Таблица 1

Оптимальные параметры ЯЭУ, ЭРДУ и ММБ при использовании различных РН

Характеристики	«Протон-М»	«Ангара-А5»	«Ангара-А7»	«PH-60»
Грузоподъемность РН, т	22	24,5	35	60
Масса модуля ММБ на РБО, т	18,7	20,2	29,7	51
Стартовая масса ММБ, т	28,9	30,7	42,4	68,6
Оптимальная мощность ЯЭУ, МВт	0,8	0,8	1,1	1,7
Оптимальный удельный импульс, км/с	60,6	51,8	47,8	42,5
Оптимальная тяга ЭРДУ, Н	15	18	28	48
Масса ЯЭУ, т	8,7	8,9	10,5	13,4
Масса ЭРДУ («сухая»), т	1,3	1,5	2,2	3,6
Масса рабочего тела, т	7	8,6	12,3	21,3
Масса ПГ за один рейс, т	9,7	9,5	14,6	26,3
Суммарная масса ПГ, т	67,6	75,8	131,7	262,9
Продолжительность рейса, сут	275	239	211	189
Количество рейсов	7	8	9	10

Простые соотношения для проектных оценок ММБ на основе ЯЭРДУ

В результате аппроксимации большого массива данных по каждому из оптимизируемых параметров были получены следующие эмпирические формулы для проектных оценок характеристик ММБ с ресурсом пять лет от массы грузового модуля $m_{\rm TM}$ (фактически, от грузоподъемности $m_{\rm TIT}^{\rm PH} = m_{\rm TM}/0,85$ существующих или перспективных тяжелых и сверхтяжелых PH):

$$\begin{cases} m_0 = k_{11}m_{\Gamma M} + k_{12}; \\ N_{R \ni Y}^{O \Pi T} = k_{21}m_{\Gamma M} + k_{22}; \\ I_{y A}^{O \Pi T} = k_{31} \ln (m_{\Gamma M}) + k_{32} (m_{\Gamma M})^{0.5} + k_{33}; \\ P_{\ni P Д Y}^{O \Pi T} = k_{41}m_{\Gamma M} + k_{42}; \\ T_p^{O \Pi T} = k_{51} (m_{\Gamma M})^{-0.5} + k_{52} \exp(-m_{\Gamma M}) + k_{53}; \\ m_{\Pi \Gamma} = k_{61}m_{\Gamma M} + k_{62}; \\ m_{\Pi \Gamma}^{C Y M} = k_{71}m_{\Gamma M} + k_{72}, \end{cases}$$

где $N_{\rm SDY}^{\rm ont}$, $I_{\rm ya}^{\rm ont}$, $P_{\rm SPJY}^{\rm ont}$, $T_{\rm p}^{\rm ont}$ — оптимальные мощность ЯЭУ, удельный импульс и тяга ЭРДУ, продолжительность рейса соответственно; $m_{\rm HF}^{\rm cym}$ — суммарная масса полезного груза; $k_{\rm ij}$ некоторые эмпирические коэффициенты, значения которых следующие: $k_{11} = 1,3$ т; $k_{12} = 5$ т; $k_{21} = 55,5$ кВт/т; $k_{22} = 58,6$ кВт; $k_{31} = -23,4$ км/с; $k_{32} = 3,6$ км/(с· $^{0.5}$); $k_{33} = 103,2$ км/с; $k_{41} = 1,8$ Н/т; $k_{42} = -5,2$ Н; $k_{51} = 552,9$ сут· $^{0.5}$; $k_{52} = 35,985$ сут; $k_{53} = 35,8$ сут; $k_{61} = 0,5$; $k_{62} = -0,1$ т; $k_{71} = 8,3$; $k_{72} = -40,5$ т.

Влияние ресурса ЯЭУ на показатели эффективности ММБ

Влияние увеличения ресурса на итоговые технические показатели (суммарная масса ПГ на целевой орбите, оптимальная мощность ЯЭУ и др.) связано с увеличением удельной массы ЯЭУ из-за снижения энергонапряженности реактора (с увеличением габаритов активной зоны), увеличением толщины теневой радиационной защиты и дополнительным резервированием систем и агрегатов. На рис. 4 приведены значения суммарной массы ПГ на целевой орбите в зависимости от мощности ЯЭУ для значений ресурса ЯЭУ три, пять и десять лет (стартовая масса ММБ $m_0 = 33$ т).



Рис. 4. Зависимость максимальной суммарной массы Ш от мощности ЯЭУ при различных значениях ее ресурса: 1 — три года; 2 и 3 — пять и десять лет соответственно; о, □, ◊ — расчетные точки

Увеличение ресурса ЯЭУ, естественно, приведет к увеличению суммарной массы ПГ на целевой орбите. Однако с увеличением ресурса будет происходить увеличение массы ЯЭУ, вследствие чего масса ПГ на борту ММБ снижается. При неизменных энергетических параметрах и, следовательно, времени перелета, темпы увеличения суммарной массы ПГ на целевой орбите будут отставать от темпов увеличения ресурса ЯЭУ.

Обращает на себя внимание тот факт, что увеличение расчетного значения ресурса ЯЭУ с пяти до десяти лет (при этом вдвое увеличивается срок эксплуатации ММБ) в конечном итоге не приводит к двукратному увеличению суммарной массы ПГ, доставляемого на целевую орбиту ММБ (оно составляет примерно 50%).

Таким образом, увеличение ресурса ЯЭУ не приводит к ожидаемому эффекту увеличения суммарной массы ПГ, однако позволяет снизить оптимальное значение мощности ЯЭУ ММБ. Так, для стартовой массы ММБ, равной 33 т, увеличение ресурса ЯЭУ с пяти до десяти лет позволит уменьшить электрическую мощность ЯЭУ с 950—1 000 до 700–800 кВт. Примечательно, что снижение мощности при этом не приводит к уменьшению массы ЯЭУ, которая увеличивается с 9,6 т (пять лет) до 10,3 т (десять лет).

Оптимизация параметров ММБ при доставке неделимых грузов большой массы

В рамках программы освоения Луны актуальной задачей является построение лунной базы и формирование ее инфраструктуры из неделимых модулей. Это требует доставки на окололунную орбиту неделимых грузов большой массы (в соответствии с работой [1] до 30 т). Рассмотрим задачу выведения таких тяжелых объектов на окололунную орбиту при помощи перспективной «PH-60», способной доставить на низкую околоземную орбиту 60–70 т.

Применение такой РН при оптимальных параметрах ММБ позволит доставлять на орбиту Луны за один рейс до 26 т. Изменение настроек силовых агрегатов ММБ (мощность ЯЭУ, удельный импульс и тяга ЭРДУ) даст возможность доставить за один рейс ПГ массой 30 т.

Введение ограничения по массе полезного груза позволит получить иной ряд оптимальных параметров ММБ, при которых на орбиту Луны за время эксплуатации буксира доставляется максимальная масса ПГ (с учетом введенного ограничения). Результаты расчета для ММБ при перелетах между околоземной и окололунной орбитами без ограничения по массе ПГ и с ограничением за один рейс приведены в табл. 2.

Таблица 2

Сравнительные параметры ММБ при перелетах между околоземной и окололунной орбитами	
без ограничения по массе ПГ за один рейс и с ограничением (30 т)	

Характеристики	Оптимальные параметры	Значения при ограничениях по массе ПГ (30 т)	Значения при дополнительных ограничениях по мощности (1 МВт)
Грузоподъемность РН, т	60	60	60
Масса модуля ММБ на РБО, т	51	51	51
Стартовая масса ММБ, т	70,1	70,1	70,1
Оптимальная мощность ЯЭУ, МВт	1,65	1,65	1
Оптимальный удельный импульс, км/с	45,2	54,8	39
Оптимальная тяга ЭРДУ, Н	43	36	30
Масса ЯЭУ, т	15,6	15,6	11,8
Масса ЭРДУ («сухая»), т	3,5	3,1	3,1
Масса рабочего тела, т	20,9	17,2	22,5
Масса ПГ за один рейс, т	26	30	30
Суммарная масса ПГ, т	442	420,6	390,8
Продолжительность рейса, сут	219	263	284
Количество рейсов (при ресурсе 10 лет)	17	14	13

Доставка за один рейс буксиром с ЯЭРДУ полезного груза массой 30 т влечет за собой увеличение, по сравнению с оптимальными значениями, удельного импульса ЭРД до 54,8 км/с (на 21%) и продолжительности рейса на 1,5 месяца (на 20%). При этом снизится общее количество рейсов. Снижение суммарной массы ПГ незначительно — менее 5%.

Введение дополнительного ограничения по уровню мощности ЯЭУ, например в 1 МВт (вместо 1,65 МВт), приводит к снижению суммарной массы ПГ на 12% и уменьшению удельного импульса ЭРДУ на 16%. За счет увеличения продолжительности перелета снижается количество рейсов и, как следствие, количество пусков РН. Эти факторы (снижение мощности ЯЭУ и сокращение количества пусков РН), возможно, способны удешевить реализацию подобной программы.

Сравнение эффективности ММБ на основе ЯЭРДУ с эффективностью одноразовых буксиров на основе ЖРД

Решение обеспечения доставки на орбиту Луны ПГ с использованием РН класса «Протон-М» при годовом грузопотоке до 100 т/год с использованием одноразовых буксиров на основе ЖРД (РБ ДМ-03, РБ «Бриз-М») и ММБ на основе ЯЭРДУ показало, что в первом случае потребуется 60–70 пусков РН класса «Протон-М», а во втором — только 13 (рис. 5).



Рис. 5. Результаты анализа ежегодной потребности в РН для обеспечения годового грузопотока в пределах 100 т/год с околоземной на окололунную орбиту при использовании или ММБ, или РБ на основе ЖРД

Анализ влияния КПД ЭРДУ на показатели эффективности ММБ

Представляют интерес результаты, полученные при значении КПД ЭРДУ, равного 0,65. В то же время необходимо было исследовать влияние значения КПД ЭРДУ на оптимальные параметры ЯЭРДУ и эффективность многоразового межорбитального буксира. Результаты расчета оптимальных параметров ММБ при изменении КПД ЭРДУ от 0,5 до 0,7 для стартовой массы ММБ, равной 33 т (РН класса «Протон-М»), приведены в табл. 3.

Таблица 3

Палалана	КПД ЭРДУ		
параметры	0,5	0,65	0,7
Оптимальная мощность ЯЭУ, МВт	1	1	1
Удельный импульс, км/с	59,9	56,2	53,7
Тяга ЭРДУ, Н	14,6	20	22,8
Масса рабочего тела, т	8	8,5	8,9
Продолжительность перелета на окололунную орбиту, сут	208	151	132
Полная продолжительность рейса, сут	323	238	211
Количество рейсов	6	8	9
Масса ПГ за рейс, т	11,3	10,8	10,2
Суммарная масса ПГ, т	67,5	86,1	92

Оптимальные параметры ММБ при различных значениях КПД ЭРДУ

Данные табл. З свидетельствуют о том, что увеличение КПД приводит к уменьшению оптимального значения удельного импульса и к увеличению тяги ЭРДУ, что, в свою очередь, приводит к уменьшению массы ПГ, доставляемого за рейс. Однако за счет увеличения тяги сокращается продолжительность рейсов, что увеличивает их количество. В результате рост КПД приводит к увеличению суммарной массы ПГ, доставляемого ММБ в течение ресурса.

Следует отметить практически полную независимость оптимального уровня мощности ЯЭУ от КПД ЭРДУ.

Экономическая модель оценки эффективности использования ММБ на основе ЯЭРДУ

В общем виде полные затраты, связанные с разработкой, изготовлением и доставкой ПГ на целевую орбиту с помощью транспортной системы с использованием ММБ, могут быть представлены в виде [7]

$$C = C_{_{\rm HJT}}^{_{\rm \Theta M}} + nC_{_{\rm HJT}}^{^{\rm TM}} + C_{_{\rm A}}^{^{\rm \Theta M}} + nC_{_{\rm A}}^{^{\rm TM}} + C_{_{\rm KHK}}^{^{\rm MB}} + nC^{^{\rm T}}, \quad (*)$$

где $C_{_{\rm H3T}}^{^{\rm ЭM}}$ — стоимость изготовления энергетического модуля; $C_{_{\rm H3T}}^{^{\rm TM}}$ — стоимость изготовления ГМ (за вычетом стоимости ПГ), фактически это стоимость изготовления ЭРДУ и ПАО; $C_{_{\rm A}}^{^{\rm SM}}$, $C_{_{\rm A}}^{^{\rm TM}}$ — стоимости доставки энергетического и грузового модулей на опорную орбиту; $C_{_{\rm KИК}}^{^{\rm Mb}}$ — затраты на управление буксиром в полете; $C^{\rm T}$ — стоимость топлива; n — количество рейсов буксира за период эксплуатации, определяемый ресурсом ЯЭУ.

12

Выражение (*) позволяет оценить суммарные затраты на доставку ПГ на окололунную орбиту с использованием ММБ. Отметим, что, как и в работах [5, 8], рассматривается вариант дозаправки ММБ на околоземной стартовой орбите (800 км). Формула (*) освобождена от стоимостных оценок ПГ, поскольку в рамках создания и развития лунной базы предполагается транспортировка разных ПГ с существенно различающейся удельной стоимостью единицы массы.

Для интеграции описанной выше технической модели в экономическую слагаемые стоимости можно выразить через удельные стоимости и технические характеристики ММБ:

$$C_{_{\rm H3T}}^{^{\rm OM}} = k_{_{\rm OM}} C_{_{\rm H3T}}^{^{\rm H3Y}} N_{_{\rm H3Y}};$$

$$C_{_{\rm H3T}}^{^{\rm TM}} = C_{_{\rm IIAO}} + \overline{C_{_{\rm H3T}}^{^{\rm OPДy}}} \frac{N_{_{\rm H3Y}}}{(1+k_{_{\rm CH}})};$$

$$C_{_{\rm A}}^{^{\rm TM}} = \overline{C_{_{\rm A}}^{^{\rm PH}}} m_{^{\rm TM}}; \quad C_{_{\rm A}}^{^{\rm OM}} = \overline{C_{_{\rm A}}^{^{\rm PH}}} m_{^{\rm OM}};$$

$$C_{_{\rm KHK}}^{^{\rm M6}} = \overline{C_{_{\rm KHK}}^{^{\rm M6}}} \tau_{_{\rm H3Y}}; \quad C_{_{\rm A}}^{^{\rm T}} = \overline{C_{_{\rm T}}^{^{\rm TH}}} m_{_{\rm T}},$$

где $\overline{C_{_{\rm H3r}}^{_{
m R} o y}}$ — удельная стоимость изготов-

ления ЯЭУ; $\overline{C_{_{\rm HST}}^{_{\rm ЭРДУ}}}$ — удельная стоимость изготовления ЭРДУ (без рабочего тела); $C_{_{\rm ПAO}}$ — стоимость изготовления приборно-агрегатного отсека; $\overline{C_{_{\rm R}}^{^{\rm PH}}}$ — удельная стоимость выведения груза на РБО (будет отличаться для различ-

ных РН); $\overline{C_{_{K\!M\!K}}^{_{M\!K}}}$ — удельная стоимость работы командно-измерительного комплекса (КИК) в

процессе управления буксира; $\overline{C}^{^{\mathrm{T}}}$ — удельная стоимость рабочего тела; $k_{_{\mathrm{ЭМ}}}$ — коэффициент, определяющий соотношение между стоимостью изготовления ЯЭУ и энергетического модуля, включающего также, помимо ЯЭУ, систему отведения ЯЭУ от ЭРДУ и систему стыковки (значение $k_{_{\mathrm{ЭМ}}}$ может быть принято в пределах 1,1...1,15); $m_{_{\mathrm{ЭМ}}}$ — масса энергетического модуля.

В связи с различием информации о стоимости пусков эксплуатируемых РН было выполнено усреднение стоимости пусков [7]. С учетом допущений по грузоподъемности РН на орбиту высотой 800 км (85% от грузоподъемности на низкую опорную орбиту) и стоимости РБ для довыведения груза на эту орбиту (20% от стоимости пуска РН) была получена зависимость удельной стоимости выведения груза с поверхности Земли (с космодрома Байконур) на орбиту высотой 800 км от массы ГМ на этой орбите (рис. 6).



Рис. 6. Зависимость удельной стоимости выведения ПГ на орбиту высотой 800 км от массы грузового модуля: 0- расчетные точки усредненных значений

Введение принятых допущений позволяет пролонгировать имеющиеся данные о стоимости выведения ПГ на низкую орбиту в направлении расширения диапазона выводимых масс и увеличения высоты орбиты и получить следующую эмпирическую формулу для удельной стоимости выведения:

$$\overline{C_{_{\pi}}^{^{\mathrm{PH}}}} = 34,1\frac{1}{m_{\Pi\Gamma}^{^{\mathrm{PH}}}} + 3,1.$$

Разработка и эксплуатация многоразовой транспортной космической системы (МТКС) является масштабным и длительным проектом и предполагает регулярные затраты не только на управление транспортными КА, но и на производство отсеков ЭРДУ, их заправку рабочим телом, выведение ГМ.

Продолжительность эксплуатации ММБ и интервалы между рейсами предполагают проведение работ по созданию ГМ (в части изготовления отсеков ЭРДУ) в различные временные периоды, что обусловливает различия в стоимости изготовления отсеков изза инфляции.

Удельная стоимость доставки единицы массы ПГ с поверхности Земли на орбиту назначения (окололунную орбиту) с учетом капитальных затрат и фактора времени определяется выражением:

$$\overline{C_{\Sigma}} = \frac{C + \frac{1}{n_{\rm ME}} \left(E_{\rm H} \tau_{\rm H \ni y}\right) K(1+E)^{\left(\tau_{0} + \tau_{\rm K}\right)}}{m_{\rm H\Gamma}^{\rm cym}},$$

где

$$C = C_{\text{HSF}}^{\Theta M} (1+E)^{(\tau_0 + \tau_{\text{HSF}}^{\Theta M})} + C_{\mathcal{A}}^{\Theta M} (1+E)^{\tau_0} + \sum_{i=1}^{n} \left[C_{\text{HSF}}^{\text{TM}} (1+E)^{(\tau_0 + (i-1)T_p + \tau_{\text{HSF}}^{\text{TM}})} \right] + \sum_{i=1}^{n} \left[C_{\mathcal{A}}^{\text{TM}} (1+E)^{(\tau_0 + (i-1)T_p)} \right] + \sum_{i=1}^{n} \left[C^{\text{T}} (1+E)^{(i-1)T_p} \right] + C_{\text{KHK}}^{\text{MB}} (1+E)^{\left(\tau_0 + \frac{1}{2}\tau_{\text{HSF}}\right)};$$

*E*_н — нормативный коэффициент сравнительной эффективности капитальных затрат, который может быть принят равным 0,15; Е — норма приведения, которая может быть принята равной 0,03–0,05 (для цен в долларах); *К* – требуемые капитальные затраты, включая расходы на проведение научно-исследовательских и опытно-конструкторских работ (НИОКР); τ_0 — временной интервал до старта ММБ; $\tau_{_{\rm H3T}}^{_{\rm ЭМ}}$, $\tau_{_{\rm H3T}}^{_{\rm FM}}$ интервалы времени между точкой приложения затрат на изготовление энергетического и грузового модулей соответственно и их стартом в составе ММБ; т_к – интервал времени между точкой приложения капитальных затрат и стартом первого ММБ; *n*_{мБ} – количество буксиров (энергетических модулей) в серии (для заданного годового грузопотока).

Капитальные (первоначальные) затраты *К* учитывались в размере десяти- и двадцатикратной стоимости ЯЭУ с увеличением стоимости отработки при необходимости повышения ресурса ЯЭУ.

Таким образом, приведенная экономикоматематическая модель представляет собой сумму всех затрат, связанных с разработкой, изготовлением, развертыванием и эксплуатацией ММБ, отнесенных к суммарной массе ПГ, доставляемого на целевую орбиту (у Луны) за весь срок эксплуатации ММБ. В уравнениях увязаны показатели, характеризующие массовые и мощностные характеристики ММБ, параметры целевой орбиты с технико-экономическими показателями ММБ, что позволяет на ранних стадиях проектирования для заданных характеристик ММБ оценить экономическую эффективность.

Удельная стоимость доставки полезного груза с Земли на целевую орбиту

С помощью описанной модели выполнен анализ удельной стоимости доставки ПГ на окололунную орбиту с помощью ММБ с учетом и без учета капитальных затрат и затрат на НИОКР по ЯЭУ с приведением к текущему моменту времени. Графики зависимости удельной стоимости доставки от стартовой массы ММБ на орбите 800 км представлены на рис. 7. Отметим, что наблюдаемые «колебания» значений удельной стоимости в зависимости от стартовой массы ММБ связаны с тем, что учитывались целочисленное количество рейсов и количество находящихся в эксплуатации ММБ, необходимых для обеспечения заданного годового грузопотока (100 т/год).

С учетом оценки перспектив создания рассматриваемого ММБ (не менее 10 лет), в качестве примера был проведен расчет затрат на момент запуска первого ММБ в 2025 году. Тем не менее при расчетах принимался пессимистический вариант применения ММБ с использованием средств выведения, обладающих характеристиками существующих в настоящее время РН «Протон-М», а также разрабатываемой РН «Ангара-А5».



Рис. 7. Зависимость удельной стоимости доставки III на окололунную орбиту от стартовой массы ММБ на РБО высотой 800 км: 1 — без учета капитальных затрат, затрат на НИОКР и организацию производства; 2 — с учетом капитальных затрат, затрат на НИОКР и организацию производства; 3 — удельные капитальные затраты, затраты на НИОКР и организацию производства; 0, × — расчетные точки

Удельная стоимость доставки полезного груза с Земли на орбиту Луны в зависимости от мощности ЯЭУ. Поскольку основным параметром буксира является мощность ЯЭУ, была определена также зависимость удельной стоимости доставки ПГ на окололунную орбиту C_{yd} от мощности ЯЭУ (рис. 8). Вертикальными линиями обозначены рассматриваемые характеристики для разных РН.



Рис. 8. Зависимость удельной стоимости доставки полезного груза с Земли на окололунную орбиту от мощности ЯЭУ: 1 — удельная стоимость без учета затрат на НИОКР и капитальных затрат; 2, 3 — полная удельная стоимость доставки при уровне затрат на НИОКР и капитальных затрат, равном десяти- и двадцатикратной стоимости изготовления ЯЭУ соответственно; 4, 5 — удельные затраты на НИОКР и капитальные затраты при десяти- и двадцатикратной стоимости изготовления ЯЭУ соответственно; 0, ×, +, □, ◊ — расчетные точки

Расчетные значения с погрешностью примерно 10% могут быть аппроксимированы функцией вида

$$C_{\rm yg}(N_{\rm HBY}) = b_1 \frac{1}{N_{\rm HBY}} + b_2 N_{\rm HBY} + b_3,$$

где b_i — эмпирические коэффициенты, значения которых определяются в зависимости от исходных данных. При создании ММБ на основе ЯЭРДУ типа «Геркулес» с термоэмиссионной ЯЭУ для b_i получены следующие значения: b_1 =10,9 (МВт×тыс. долл.)/кг; b_2 = 0,6 тыс. долл./(кг×МВт); b_3 = 15,6 тыс. долл./кг.

Таким образом, увеличение оптимального уровня мощности примерно с 1 МВт (PH «Протон-М») до 1,8-2 МВт (если увеличить грузоподъемность PH) при выбранных исходных данных и допущениях приводит к заметному снижению удельной стоимости транспортировки ПГ с Земли на окололунную орбиту. Удельная стоимость при этом снизится с примерно с 30 до 22–26 тыс. долл./кг в зависимости от капитальных затрат и затрат на НИОКР. Дальнейшее увеличение уровня мощности вряд ли целесообразно.

Составляющие затрат на транспортировку полезного груза. Разработанная модель позволяет оценить затраты на основные элементы ММБ: создание ЯЭУ, ЭРДУ, на доставку модулей ММБ на монтажную орбиту, на услуги контрольно-измерительного комплекса (управление полетом и контроль), на закупку рабочего тела (ксенона), а также расходы на разработку и испытания (НИОКР) и капитальные затраты на создание необходимой инфраструктуры производственных и исследовательских комплексов.

В табл. 4 показана структура затрат на один ММБ, снаряженный на один рейс (без учета капитальных затрат и затрат на НИОКР); на создание единичного ММБ и его эксплуатацию в течение срока, определяемого ресурсом ЯЭУ; на создание и эксплуатацию флота из восьми ММБ, обеспечивающих годовой грузопоток в размере 100 т/год при использовании PH «Протон-М».

Результаты выполненных исследований показали, что при принятых исходных данных затраты на средства выведения (PH+PБ) составляют ~50% в структуре затрат на осуществление единичного полета буксира на окололунную орбиту и обратно (без учета капитальных затрат и затрат на НИОКР) и возрастают до 58% в структуре затрат на создание транспортной системы из восьми буксиров, обеспечивающей грузопоток на окололунную орбиту 100 т/год (500 т в течение пяти лет). Структура затрат (в процентах) на транспортную систему на основе ММБ с ЯЭРДУ

Таблица 4

Структура затрат	Единич- ный рейс одного ММБ	Эксплуата- ция одного ММБ в течение 5 лет	Эксплуата- ция флота из восьми ММБ в течение 5 лет
Ядерная энергетиче- ская установка	36	6	9
Электроракетная двигательная установка	12	16	22
Средства выведения (РН + РБ на основе ЖРД)	50	41	58
Контрольно-измери- тельный комплекс	1	1	2
Рабочее тело	1	2	3
НИОКР (разработка и проектирование)	_	34	6

Стоимость производства ЯЭУ, составляя до 36% стоимости одного ММБ, снижается до 9% в структуре затрат на создание транспортной системы из восьми ММБ. Затраты на рабочее тело даже при использовании дорогого ксенона незначительны — 1–3%.

Таким образом, применительно к перспективным задачам обеспечения больших грузопотоков с использованием небольшого флота ММБ на основе ЯЭРДУ типа «Геркулес» относительная стоимость затрат на изготовление ЯЭУ (с учетом затрат на разработку) невелика и не превышает 10%. Дальнейшее снижение стоимости доставки ПГ на целевую орбиту может быть достигнуто:

• созданием более эффективных и дешевых средств выведения (РН и РБ на основе жидкостных ракетных двигателей);

• работами с целью снижения стоимости создания ЭРДУ (применительно к ММБ), в том числе разработкой систем, обеспечивающих возможность многоразового использования приборно-агрегатных отсеков ЭРДУ с проведением регламентных работ на монтажных орбитах со сменой тяговых модулей с ЭРД, а также с орбитальной дозаправкой ММБ рабочим телом.

Сравнение удельных стоимостей доставки ПГ ММБ и буксиром на основе ЖРД. Для сравнения экономической эффективности транспортных систем рассчитана удельная стоимость доставки ПГ с помощью РБ на основе ЖРД. Стоимость РБ принималась в пределах 15% от стоимости пуска РН «Протон-М». Стоимость выведения ПГ на РБО с помощью РН «Протон-М» с учетом принятых допущений оценивается около 85 млн долл. Удельная стоимость доставки ПГ на окололунную орбиту с помощью РБ на основе ЖРД составила 51,9 тыс. долл/кг, что в 2,6 раза выше удельной стоимости доставки при помощи ММБ с ЯЭРДУ.

Выводы

Таким образом, в космических транспортных задачах обеспечения больших грузопотоков более высокой технической и экономической эффективностью, чем при использовании РБ на основе ЖРД, будут обладать ММБ типа «Геркулес» на основе термоэмиссионных ЯЭУ. При прочих равных условиях применение ММБ обеспечивает: доставку «неделимого» груза в два-три раза большей массы; снижение удельной стоимости в два и более раз; сокращение в четыре-семь раз количества пусков РН при одной и той же суммарной массе ПГ. Эффективность использования ММБ повышается при увеличении грузоподъемности единичной РН с 20 до 60-70 т.

Примерно такую же эффективность ММБ на основе ЯЭРДУ следует ожидать при обеспечении больших грузопотоков на геостационарную орбиту, точки Лагранжа системы Земля-Луна.

Список литературы

1. Луна — шаг к технологиям освоения Солнечной системы / Под науч. ред. В.П. Легостаева и В.А. Лопоты. М.: РКК «Энергия», 2011.

2. Синявский В.В. О работах РКК «Энергия» имени С.П.Королева в области создания ядерно-энергетических установок и ядерных электроракетных двигательных установок большой мощности // Сб. Ракетно-космическая техника. Труды РКК «Энергия» им. С.П. Королева. Сер. 12. Вып. 1–2. Королев: РКК «Энергия», 2007. С. 8–19.

3. Семенов Ю.П., Романов С.Ю., Соколов Б.А. и др. Результаты работ РКК «Энергия» по ядерным энергетическим и электроракетным двигательным установкам для решения транспортно-энергетических задач в космосе // Сб. Ядерная энергетика в космосе. М.: Издво НИКИЭТ, 2005. Т. 1. С. 52–67.

4. Агеев В.П., Баканов Ю.А., Елфимов Ф.И. и др. Электроракетная двигательная установка мощностью 150 кВт для космического буксира // Сб. Ракетно-космическая техника. Труды РКК «Энергия» им. С.П.Королева. Сер. 12. Вып. 2–3. Королев: РКК «Энергия», 1996. С. 237–250.

5. Косенко А.Б., Синявский В.В. Оптимизация параметров многоразового межорбитального буксира с ядерной электроракетной двигательной установкой // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 3. С. 140–152.

6. Евдокимов Р.А., Синявский В.В., Соколов Б.А. О выборе удельного импульса электроракетной двигательной установки и влиянии его величины на эффективность выполнения транспортных операций в космосе // Сб. Ядерная энергетика в космосе. М.: Изд-во НИКИЭТ, 2005. Т. 2. С. 198–211.

7. Косенко А.Б., Синявский В.В. Экономическая эффективность использования многоразового межорбитального буксира на основе ядерной электроракетной двигательной установки при обеспечении больших грузопотоков между орбитами Земли и Луны // Сб. Ракетно-космическая техника. Труды РКК «Энергия» им. С.П. Королева. Сер. 12. Вып. 3. Королев: РКК «Энергия», 2009. С. 49–70.

8. Грибков А.С., Евдокимов Р.А., Легостаев В.П. и др. Электроракетный транспортный аппарат для обеспечения больших грузопотоков в космосе // Известия РАН. Энергетика. 2009. № 2. С. 118–123.

Статья поступила в редакцию 23.04.2013 г.

ТРЕБОВАНИЯ К МАТЕРИАЛАМ ДЛЯ ПУБЛИКАЦИИ

1. К публикации в журнале «Космическая техника и технологии» принимаются оригинальные, ранее не публиковавшиеся научно-технические статьи, отвечающие профилю журнала и соответствующие настоящим требованиям.

2. Объем статьи не должен превышать 20 страниц печатного текста, включая таблицы. Статья должна содержать не более 10 рисунков, графиков, иллюстраций. Все страницы должны быть пронумерованы. В тексте статьи должны содержаться рисунки, таблицы, графики и иллюстрации, если они есть по тексту.

3. Изложение материала должно быть в следующей последовательности (ГОСТ Р 7.0.7-2009, требования ВАК):

- индекс УДК (слева);
- название статьи на русском и английском языках;
- фамилия, имя, отчество полностью всех авторов на русском и английском языках;
- контактная информация: *e-mail*;
- краткая аннотация на русском и английском языках (ГОСТ 7.9-95);
- ключевые слова на русском и английском языках;
- основной текст;
- выводы (или заключение);
- список литературы.

4. Рисунки, таблицы и графики оформляются согласно ГОСТ 7.32-2001. Размер рисунка, графика должен обеспечивать ясность передачи всех деталей. Таблицы должны содержать заголовки.

Иллюстративный материал предоставляется в цветном изображении в форматах *jpeg (jpg)* или *tiff (tif)* с разрешением не менее 300 *dpi*. Размер иллюстраций должен быть не более формата A4.

Рисунки, таблицы, графики, иллюстративный материал и подрисуночные подписи дополнительно предоставляются в виде отдельного файла.

5. Набирать текст необходимо в *MS Word*, используя стандартный шрифт *Times New Roman*, размер – 12, интервал – полтора. Поля со всех сторон – 25 мм.

6. Для набора формул следует использовать редактор формул *Math Equation* или встраиваемый формульный процессор *Math Type*. Формулы в тексте должны быть напечатаны без дополнительных интервалов между строками текста. Нумеруются только те формулы, на которые есть ссылки в тексте согласно ГОСТ 2.105-95.

7. Все используемые буквенные обозначения и аббревиатуры должны быть расшифрованы.

8. Размерность величин должна соответствовать системе СИ.

9. Элементы списка литературы должны содержать фамилии и инициалы авторов, полное название работы.

Для книг указывается место издания, издательство, год издания.

Для статей – название журнала или сборника, год выпуска, том, номер, номера первой и последней страниц согласно ГОСТ Р 7.0.5-2008, ГОСТ 7.82-2001.

Для патентов – страна, номер, название, автор, заявитель и патентообладатель, дата подачи заявки, дата приоритета, название издания и его номер, дата публикации.

Автор несет ответственность за правильность данных, приведенных в списке литературы.

- 10. К статье должны быть приложены сведения об авторах:
- фамилия, имя, отчество полностью всех авторов;
- ученое звание и ученая степень каждого из авторов на русском языке;

• должность, место работы (полное название организации, страна, город) на русском и английском языках;

- контактная информация: *e-mail*, телефон;
- корреспондентский почтовый адрес (можно один на всех авторов)

• фотографии авторов (в форматах *jpeg (jpg)* или *tiff (tif)* с разрешением не менее 300 *dpi*, размер не менее 60×40 мм).

При желании можно указать сферу профессиональных интересов (не более 7 слов) и общее количество публикаций каждого из авторов.

В сведениях об авторах должен быть указан ответственный автор (автор, которому делегированы полномочия представлять интересы группы авторов), с кем редакция будет взаимодействовать при работе над статьей.

11. Материалы для публикации, оформленные с нарушением указанных правил, не рассматриваются и возвращаются автору на доработку.

12. В редакцию статья представляется с полным комплектом следующих документов:

• представление (сопроводительное письмо) руководителя организации или доктора наук – члена редколлегии или редакционного совета журнала;

• рукопись статьи в двух экземплярах, напечатанных на принтере на одной стороне стандартного листа формата А4, подписанная всеми ее авторами;

• подписанный лицензионный договор;

• оригинал экспертного заключения о возможности открытой публикации;

• *CD* или *DVD*-диск, содержащий файлы: текст статьи в формате *doc* с рисунками, графиками, таблицами, иллюстрациями; сведения об авторах; фотографии авторов; файлы иллюстраций, рисунков, таблиц, графиков.

13. Каждая рукопись статьи проходит предварительную экспертизу для определения:

• является ли материал научной или научно-технической статьей;

• является ли статья оригинальной (не публиковавшейся ранее или частично опубликованной и где), результаты получены автором или заимствованы, имеются ли соответствующие ссылки на литературные источники;

• актуальности, новизны и/или практической значимости работы.

По результатам предварительной экспертизы ответственному автору направляются рекомендации по возможности предоставления ее в редакцию или необходимости доработки статьи.

14. Зарегистрированная статья направляется на рецензирование одному из рецензентов журнала. При положительной рецензии с замечаниями авторы обязаны доработать статью в соответствии с рекомендациями рецензента, после чего представить в редакцию доработанный вариант с ответом на рецензию, подписанным авторами (ответственным автором по поручению авторов) с указанием даты. В этом случае датой поступления статьи в редакцию считается дата регистрации доработанного варианта статьи.

Авторы могут не согласиться с рецензентом и представить мотивированное обоснование о нецелесообразности полной или частичной доработки. При несогласии рецензента редколлегия может направить статью другому рецензенту или согласиться с мнением авторов и принять статью к публикации. При двух отрицательных рецензиях статья не может быть опубликована в настоящем журнале.

15. Отредактированная и сверстанная статья для оригинал-макета номера журнала (корректура статьи) в электронном виде по электронной почте или другим способом высылается автору (ответственному автору) вместе с правилами работы с корректурой. Автор обязан в срок до 5 рабочих дней по электронной почте выслать в редакцию предложения об исправлении ошибок, подготовленные в соответствии с правилами работы с корректурой. Автор в указанный срок может лично в редакции внести исправления в корректуру.

При отсутствии замечаний автор должен известить об этом редакцию.

При не поступлении в редакцию замечаний в течение 5 рабочих дней корректура считается согласованной и ответственность за возможные ошибки несут авторы. Замечания после этого срока не принимаются.

Консультации по правильному оформлению подаваемых материалов можно получить в редакции журнала по тел.:8(495) 513-87-46 или по e-mail: ktt@rsce.ru.

Издатель

Четырежды ордена Ленина, ордена Октябрьской Революции ОАО «Ракетно-космическая корпорация "Энергия" им. С.П. Королёва»

<u>Научный редактор</u> Синявский В.В.

Сиплоскии Д.Д.

Редакторская группа

Черных О.А. Евлампиева О.А. Колобова Н.В.

<u>Технический редактор</u> Бушуева Е.С.

<u>Дизайн и верстка</u> Кузнецова Т.В.

Алексеева Т.А.

Разработка макета и дизайн обложки

Алексеева Т.А. Колесникова М.В. Милехин Ю.Н. Осипова М.С. Паук Е.В.

<u>Фотограф</u>

Григоренко Н.А.

Перевод

Сектор переводов контрактной документации РКК «Энергия»

Адрес редакции

Ул. Ленина, 4А, г. Королёв, Московская область, Россия, 141070 Тел. 8(495)513-87-46 E-mail: ktt@rsce.ru

Подписано в печать 05.09.2013. Формат 60×84/8. Бумага мелованная. Цифровая печать. Объем 11 печ.л. Тираж 250 экз. Заказ № 4441

Отпечатано с готового оригинал-макета в типографии ОАО «РКК "Энергия" им. С.П. Королёва»