DESN 2618-7957

Космическая обсерватория «Миллиметрон»

Производитель: АО «ИСС»



НИСС Национальная Информационная

Технологическая платформа

Спутниковая Система





Деятельность технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система» направлена на скоординированное решение комплекса образовательных, научных, технических, технологических и экономических проблем создания и использования перспективных космических систем и комплексов

Стратегической целью технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система» является разработка совокупности «прорывных» технологий для:

- радикального повышения показателей пользовательских свойств космических аппаратов новых поколений и доступности персональных пакетных космических услуг;
- значительного расширения присутствия на мировых рынках высокотехнологичной продукции и услуг в космической, телекоммуникационной и других некосмических отраслях экономики.

Журнал является официальным научным изданием технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система».

Сайт ТП «НИСС»: tp.iss-reshetnev.ru



Том 5

№ 1 (35) 2021

Выходит один раз в три месяца

Красноярский край Железногорск

Космические аппараты и технологии

Главный редактор **Тестоедов Николай Алексеевич** чл.-кор. РАН, д-р техн. наук, профессор, председатель редакционного совета (Железногорск)

Заместитель главного редактора Халиманович Владимир Иванович канд. физ.-мат. наук, профессор (Железногорск)

> Ответственный секретарь **Хныкин Антон Владимирович** канд. техн. наук (Железногорск)

Редакционный совет Аннин Борис Дмитриевич академик РАН, д-р физ.-мат. наук, профессор (Новосибирск) Васильев Валерий Витальевич демик РАН, д-р техн. наук, профессор (Хотьково) академик Р Попов Гарри Алексеевич академик РАН, д-р техн. наук, профессор (Москва) Шабанов Василий Филиппович академик РАН, д-р физ.-мат. наук, профессор (Красноярск) Махутов Николай Андреевич чл.-кор. РАН, д-р техн. наук, профессор (Москва) Петрукович Анатолий Алексеевич чл.-кор. РАН, д-р физ.-мат. наук, профессор (Москва) Шайдуров Владимир Викторович кор. РАН, д-р физ.-мат. наук (Красноярск) Беляев Борис Афанасьевич л-р техн. наук. профессор (Красноярск) Гарин Евгений Николаевич д-р техн. наук, профессор (Красноярск) Косенко Виктор Евгеньевич д-р техн. наук, профессор (Железногорск) Красильщиков Михаил Наумович д-р техн. наук, профессор (Москва) Медведский Александр Леонидович д-р физ.-мат. наук (Жуковский) Овчинников Сергей Геннадьевич д-р физ.-мат. наук, профессор (Красноярск) Панько Сергей Петрович д-р техн. наук, профессор (Красноярск) Пчеляков Олег Петрович л-р физ.-мат. наук. профессор (Нов Фатеев Юрий Леонидович д-р техн. наук, профессор (Красноярск) Хартов Виктор Владимирович д-р техн. наук. профессор (Королёв) Чеботарев Виктор Евдокимович д-р техн. наук, профессор (Железногорск) Чернявский Александр Григорьевич

> Редакционная коллегия Головёнкин Евгений Николаевич д-р техн. наук. профессор (Железногорск) Двирный Валерий Васильевич д-р техн. наук, профессор (Железногорск) Ковель Анатолий Архипович д-р техн. наук, профессор (Железногорск) Лопатин Александр Витальевич д-р техн. наук, профессор (Красноярск) Охоткин Кирилл Германович д-р физ.-мат. наук, доцент (Железногорск) Пономарев Сергей Васильевич д-р техн. наук (Томск) Матвеев Станислав Алексеевич канд. техн. наук (Санкт-Петербург) Непомнящий Олег Владимирович канд. техн. наук, доцент (Красноярск) Симунин Михаил Максимович канд. техн. наук, доцент (Красноярск) Смотров Андрей Васильевич канд. техн. наук (Жуковский) Сухотин Виталий Владимирович канд. техн. наук, доцент (Красноярск)

Хартов Станислав Викторович канд. техн. наук (Красноярск) Ежеквартальный научный журнал

Издается с 2012 года

ISSN 2618-7957

Издатель и учредитель: Ассоциация «Технологическая платформа «Национальная информационная спутниковая система»

Журнал «Космические аппараты и технологии» – рецензируемый научный журнал технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система». До 2018 года издавался под названием «Исследования наукограда».

Журнал зарегистрирован Федеральной службой по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций

(свидетельство ПИ́ № ФС́77-72862 от 22.05.2018 г.)

Импакт-фактор РИНЦ за 2019 г. – 0,218.

«Космические аппараты и технологии» публикуют оригинальные работы, обзорные статьи, очерки и обсуждения, охватывающие последние достижения в области космонавтики.

Тематические направления журнала:

- ракетно-космическая техника;
- новые материалы и технологии в космической технике;
- космическое приборостроение;
- космические услуги:
- инновации космической отрасли.

К публикации принимаются статьи, ранее нигде не опубликованные и не представленные к печати в других изданиях. Статьи, отбираемые для публикации в журнале, проходят закрытое (двойное слепое) рецензирование. Все материалы размещаются в журнале на бесплатной основе. Полнотекстовый доступ к электронной версии журнала возможен на сайтах www.elibrary.ru, www.cyberleninka.ru, www.readera.org

По решению Министерства науки и высшего образования Российской Федерации журнал «Космические аппараты и технологии» 11 июля 2019 года вошел в Перечень рецензируемых научных изданий ВАК, в которых должны быть опубликованы основные научные результаты диссертаций на соискание ученой степени кандидата наук, на соискание ученой степени доктора наук.

Адрес учредителя, редакции и издателя: 662972, Красноярский край, ЗАТО г. Железногорск, ул. Ленина, 52, корп. 4, ком. 224 E-mail: isercit@gmail.com; http://www.journal-niss.ru

Подписной индекс журнала в каталоге «Пресса России» 39491 Тираж 200 экз. Заказ 13156 Дата выхода в свет 25.03.2021

Отпечатано Библиотечно-издательским комплексом Сибирского федерального университета 660041, Красноярск, пр. Свободный, 82a Тел.: (391) 206-26-16; http://bik.sfu-kras.ru E-mail: publishing_house@sfu-kras.ru

Свободная цена

Возрастная маркировка в соответствии с Федеральным законом № 436-ФЗ: 16+

Spacecrafts & Technologies

Chief Editor Testoyedov Nikolay A. Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering, Professor, Chairman of Editorial Board (Russian Federation) **Deputy Chief Editor** Khalimanovich Vladimir I. PhD in Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation) Executive Secretary *Khnykin Anton V.* PhD in Engineering (Russian Federation) **Editorial Board** Annin Boris D. Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation) **Popov Garry A.** Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation) Shabanov Vasily Ph. Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation) Vasiliev Valery V. Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation) Makhutov Nikolay A. Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation) Petrukovich Anatoly A. Corresponding Member of RAS, Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation) Shaidurov Vladimir V. Corresponding Member of RAS, Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation) Belyaev Boris A. Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation) Chebotarev Victor E. Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation) Fateev Yury L. Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation) Garin Eugene N. Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation) Khartov Victor V. Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation) Kosenko Victor E. Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation) Krasilshchikov Michael N. Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation) Medvedtskiy Alexander L. Doctor of Physics and Mathematics (Russian Federation) Ovchinnikov Sergey G. Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation) Panko Sergey P. Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation) Pchelyakov Oleg P. Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation) Cherniavsky Alexander G. (Russian Federation) **Editorial Council** Golovenkin Eugene N. Doctor of Engineering, Professor, Professor (Russian Federation) Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation) Kovel Anatoly A. Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation) Lopatin Alexander V. Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation) Okhotkin Kirill G. Doctor of Physics and Mathematics, Associate Professor (Russian Federation) Ponomarev Sergey V. Doctor of Physics and Mathematics (Russian Federation) Khartov Stanislav V. PhD in Engineering (Russian Federation) Matveev Stanislav A. PhD in Engineering (Russian Federation) Nepomnyashy Oleg V. PhD in Engineering, Associate Professor (Russian Federation) Simunin Mikhail M. PhD in Engineering, Associate Professor (Russian Federation) Smotrov Andrey V.

PhD in Engineering (Russian Federation) Sukhotin Vitaly V.

PhD in Engineering, Associate Professor (Russian Federation)

Scientific guarterly journal Published since 2012

ISSN 2618-7957

Publisher and Founder: Association «Technology Platform «National Information Satellite System»

«Spacecrafts & Technologies» is peer-reviewed scientific journal of Technology Platform «National Information Satellite System». Until 2018 was published under the title «The Research of the Science City».

The journal is registered by the the Federal Service for Supervision of Communications, Information Technology and Mass Communications

(PI certificate no. FS77-72862, May 22, 2018).

The journal publishes original papers, reviews articles, rapid communications and discussions covering recent advances in space.

The journal sections:

- Rocket and space equipment;
- New materials and technologies in space equipment;
- Space instrument engineering;
- Space Services;

- Innovations of the space industry.

«Spacecrafts & Technologies» publishes only original research articles. All articles are peer reviewed by international experts. Both general and technical aspects of the submitted paper are reviewed before publication.

The publication of manuscripts is free of charge.

The journal is on open access on www.elibrary.ru. www.cyberleninka.ru, www.readera.org

Contents



В номере

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

- **Т. А. Башарина, М. Г. Гончаров, С. Н. Лымич, В. С. Левин, Д. П. Шматов** ВЫБОР И ОБОСНОВАНИЕ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК СВЕРХЛЕГКИХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ
- В. Б. Тайгин, А. В. Лопатин ОБЗОР КОНСТРУКЦИЙ ЗЕРКАЛЬНЫХ АНТЕНН КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ТВЕРДОТЕЛЬНЫМИ ПРЕЦИЗИОННЫМИ РАЗМЕРОСТАБИЛЬНЫМИ РЕФЛЕКТОРАМИ
- Х. Лу, Ч. Ван, Ю. М. Заболотнов Анализ динамики и управление движением вращающейся тросовой системы при перелете земля – марс

С. А. Зоммер, С. И. Немчанинов, А. П. Кравчуновский, А. В. Иванов, М. С. Руденко МИНИМИЗАЦИЯ ИЗБЫТОЧНОЙ ВЕЛИЧИНЫ КРУТЯЩЕГО МОМЕНТА В ШАРНИРНЫХ УЗЛАХ МНОГОРАЗОВОГО РАСКРЫТИЯ-СКЛАДЫВАНИЯ

космическое приборостроение

Н. В. Леонидов АВТОНОМНЫЕ АЛГОРИТМЫ КОНТРОЛЯ ЦЕЛОСТНОСТИ НАВИГАЦИОННОГО ПОЛЯ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ГНСС ГЛОНАСС

ИННОВАЦИИ КОСМИЧЕСКОЙ ОТРАСЛИ

В. Е. Чеботарев, И. И. Зимин, А. А. Внуков ИССЛЕДОВАНИЕ ДИАПАЗОНОВ ЭФФЕКТИВНОГО ПРИМЕНЕНИЯ УНИФИЦИРОВАННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПЛАТФОРМ ДЛЯ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ СПУТНИКОВ СВЯЗИ

ROCKET AND SPACE EQUIPMENT

- T. A. Basharina, M. G. Goncharov, S. N. Lymich,
 V. S. Levin, D. P. Shmatov
 LOW-THRUST LIQUID-PROPELLANT ROCKET
 ENGINES AS PART OF ADVANCED ULTRALIGHT
 ROCKET VEHICLE SYSTEMS
- 14 **V. B. Taygin, A. V. Lopatin** THE REVIEW OF DESIGNS OF MIRROR SPACECRAFT ANTENNAS WITH SOLID HIGH PRECISION SIZE STABLE REFLECTOR
- 27 H. Lu, C. Wang, Yu. M. Zabolotnov DYNAMIC ANALYSIS AND MOTION CONTROL OF SPINNING TETHER SYSTEM DURING ITS EARTH TO MARS FLIGHT
- 35 S. A. Zommer, S. I. Nemchaninov,
 A. P. Kravchunovsky, A. V. Ivanov, M. S. Rudenko
 MINIMIZATION OF EXCESS TORQUE IN MULTI-TIME DEPLOYMENT-FOLDING HINGE JOINTS

SPACE INSTRUMENT ENGINEERING

44 N. V. Leonidov AUTONOMOUS ALGORITHMS FOR MONITORING THE INTEGRITY OF THE NAVIGATION FIELD IN RELATION TO GNSS GLONASS

INNOVATIONS OF THE SPACE INDUSTRY

51 **V. E. Chebotarev, I. I. Zimin, A. A. Vnukov** RESEARCH OF THE RANGES OF EFFECTIVE APPLICATION OF UNIFIED SPACE PLATFORMS FOR GEOSTATIONARY COMMUNICATION SATELLITES УДК 621.454.2 DOI 10.26732/j.st.2021.1.01

ВЫБОР И ОБОСНОВАНИЕ ПРОЕКТНЫХ ПАРАМЕТРОВ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК СВЕРХЛЕГКИХ РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКИХ КОМПЛЕКСОВ

Т. А. Башарина, М. Г. Гончаров[∞], С. Н. Лымич, В. С. Левин, Д. П. Шматов

Воронежский государственный технический университет, г. Воронеж, Российская Федерация

В работе рассмотрены наиболее перспективные проектно-конструкторские решения для создания двигательных установок для ракет-носителей сверхлегкого класса малыми частными предприятиями ракетно-космической отрасли. Сравнение металлоемкости камер сгорания с энергетическими характеристиками при различных рабочих давлениях показало, что наиболее оптимальным является рабочее давление в 12,16 МПа. Сопоставление относительных и абсолютных значений масс различных компоновок описывает характер взаимосвязи числа камер сгорания с общей массой двигательной установки. Было установлено, что девятикамерные двигательные установки с камерами, изготовленными с широким применением аддитивных технологий, наиболее полно удовлетворяют ключевым требованиям. Проведенный анализ включает в себя оценку проектных параметров как различных узлов и агрегатов, так и двигательной установки в целом. Представлены различные компоновки двигательных установок, оценена необходимая степень технологической сложности конструкций различных узлов и агрегатов. Соотношение полученных массово-энергетических характеристик достигнуто путем внедрения конструкторских решений, ставших доступными благодаря применению аддитивных технологий. Полученные результаты предварительных расчетов демонстрируют применимость и работоспособность проектно-конструкторских решений, рассматриваемых к применению в проектируемой двигательной установке для перспективной ракеты-носителя.

Ключевые слова: ракетный двигатель, двигатель малой тяги, метановое топливо, сверхлегкий носитель, аддитивная технология, экономическая эффективность, частная космическая компания.

Введение

В последние годы сформировалась тенденция на создание ракет-носителей сверхлегкого класса (РН СЛК). Причиной увеличения спроса на этот класс носителей стало распространение технологий проектирования и изготовления сверхмалых космических аппаратов, позволяющих вести космическую деятельность в экономических и научно-исследовательских целях широкому кругу организаций [1]. Рост спроса на пуски малых космических аппаратов привел к увеличению доли кластерных запусков. Недостатком кластерного способа выведения являются долгие периоды ожидания запуска полезной нагрузки на орбиту с нужными параметрами. Основным решением являются технологически доступные и дешевые РН СЛК [2], массовое внедрение которых наблюдается повсеместно. Мировая ракетно-космическая отрасль сегодня возлагает эту задачу на малые частные космические компании [3], в то время как крупные участники рынка сосредоточены на более сложных и крупных ракетно-космических комплексах. И потому создание новых двигательных установок (ДУ) актуально со стороны снижения не только наукоемкости и сложности производства, но и стоимости получения и хранения выбранных топливных компонентов, стоимости проектно-конструкторских работ, увеличения производимого новыми двигателями экономического эффекта [4].

Целью проводимого исследования является поиск проектно-конструкторских решений, наиболее оптимальных для реализации в рамках

mgoncharov@cchgeu.ru

[©] Ассоциация «ТП «НИСС», 2021



создания новых ракетно-космических комплексов малыми и средними частными аэрокосмическими предприятиями. На данном этапе работ будут рассмотрены различные вариации компоновок маршевых ДУ и проектные характеристики камер сгорания (КС) для них.

1. Выбор и обоснование параметров двигательной установки

1.1. Рабочее давление камер сгорания

В отечественном космическом двигателестроении при проектировании многокамерных ДУ наиболее распространенной практикой является применение четырех [5] КС на ДУ, созданы точные методики обеспечения достаточного уровня их надежности и отказоустойчивости. Очевиден факт, что с увеличением количества двигателей повышается и риск возникновения отказа или аварийной ситуации. Отсюда можно сделать вывод о целесообразности проведения технического анализа и сравнения ДУ с различным количеством двигателей. Поскольку единственным способом изменять параметры тяги двигателя при постоянстве массового расхода топлива является изменение давления в КС, важным и существенным является вопрос обоснования и выбора этого параметра для проектируемых КС ДУ.

Для оценочного рассмотрения отношений массово-энергетических характеристик при различных способах создания давления в КС ДУ к параметрам тяги и числу камер были рассмотрены несколько возможных значений, наиболее традиционных для различных рассматриваемых конструктивных схем. Технический анализ проводился для первой ступени ракеты-носителя при разных давлениях в КС: $P_{\kappa 1} = 8,612$ МПа, $P_{\kappa 2} = 12,16$ МПа,

 $P_{\kappa 3} = 16,212 \text{ МПа}$ и $P_{\kappa 4} = 20,265 \text{ МПа}$, при этом одновременно учитывалось различное количество КС – 1, 2, 3, 4, 5, 6, 9 и 16 камер соответственно. В качестве исходных данных принимали тягу ДУ на первой ступени порядка 177,928 кН, режим работы сопел – расчетный, компоненты топлива – жидкие метан и кислород. Исходная методика для проведенного термодинамического расчета представлена в [6].

При проектировании средств выведения большое значение имеет масса ДУ. Стоит отметить, что по мере возрастания давления в КС растет и металлоемкость изделия, коэффициенты запаса прочности, габариты и масса турбонасосного агрегата и т. д. Также следствием повышения давления является необходимость применения бустерных насосных агрегатов, что в свою очередь увеличивает массу конструкции.

На рис. 1 и 2 графически отражены результаты технического анализа зависимости массы ДУ от количества двигателей и давления в КС. Для коммерческих сверхлегких РН целесообразно рассматривать те решения, которые предполагают наилучшее отношение промышленной реализуемости и массово-энергетического совершенства. На рис. 1 представлена зависимость изменения массы ДУ при изменении давления в КС.

Как видно, самое неоптимальное давление – 16,212 МПа, поскольку требования условиям прочности конструкции подразумевают утолщение стенок камеры и топливных магистралей, при этом уменьшение объема КС, вызванное увеличением давления, не компенсирует общую возросшую металлоемкость. В массовом соотношении самым тяжелым вариантом является КС с давлением 8,612 МПа.

Самым выгодным в этом отношении является двигатель с давлением в КС около 20,265 МПа, однако, за счет увеличения толщины стенок ка-







Рис. 2. График зависимости относительной массы ДУ при *P*_{к2} = 12,16 МПа от количества двигателей

меры, топливных магистралей и прочих элементов его масса относительно двигателя с давлением в камере 12,16 МПа больше, а также такому давлению свойственна большая трудоемкость и сложность изготовления ДУ за счет высоких требований к обеспечению надежности и прочности элементов конструкции. Давление 12,16 МПа является самым оптимальным, так как сочетает в себе минимальную металлоемкость, обеспеченную относительно низкими требованиями к соблюдению условий прочности конструкции и утолщения топливных магистралей и прочих элементов и агрегатов, и относительно доступные и известные методы разработки, проектирования, испытания и технологии изготовления агрегатов систем питания двигателя. На рис. 2 в цифрах отражено количество камер двигателей в установке. Здесь наглядно представлена зависимость относительной массы ДУ от количества двигателей в ней при давлении 12,16 МПа.

Как видно, число камер пропорционально относительной массе ДУ. Несмотря на очевидное энергомассовое преимущество использования меньшего количества камер в ДУ, технологический оптимум находится на отметке четырех двигателей [7].

1.2. Надежность и отказоустойчивость системы

В многокамерных ДУ при внештатном отключении одной из КС создается момент по углам тангажа, рыскания и вращения, уравновесить который возможно с помощью управляемого вектора тяги [8]. Реализация такого решения достигается за счет радиально-симметричного расположения двигателей в ДУ и заложения в них избыточной тяговооруженности (ТВР) и дросселированием тяги, как это представлено в проектах [9] и [10].

Сущность такого способа заключается в том, что в случае отключения одного из радиально размещенных двигателей ДУ, системой управления двигателями также выключается и противолежащий ему работоспособный двигатель, а остальные увеличивают уровень производимой тяги до необходимого уровня [11]. Преимуществом такой схемы является отсутствие необходимости усложнять конструкцию рам крепления, малое значение избытка тяговооруженности ДУ и требуемой величины допустимого изменения уровня тяги, малый относительный вес паразитарной нагрузки в аварийном режиме работы. Значения требуемого запаса ТВР от количества двигателей приведены на рис. 3. Исходя из достигнутых на настоящий момент теоретических и практически достижимых значений регулирования тяги жидкостных ракетных двигателей (ЖРД), наиболее предпочтительной к реализации является схема ДУ, включающей в себя девять КС, расположенных по схеме «одна центральная + восемь радиально-симметричных».

Запасом ТВР представляется возможным принять значение как в 28,6 %, так и в 33,3 %, соответствующее восьмикамерной схеме, потому как девятикамерная ДУ с таким запасом ТВР способна выдержать аварийное отключение как одного радиального двигателя, так и второго, соосного.

Также стоит отметить возможность унификации малотоннажных двигателей первой и второй ступени, что открывает существенные возможности по сокращению производственной стоимости посредством стандартизации большинства основных узлов и агрегатов, а также удешевление проведения всех видов стендовых испытаний.

Отсутствие необходимости задействования в производственном цикле наукоемкого и высокотехнологичного оборудования и специальных производственных мощностей при разработке



Рис. 3. График зависимости необходимого избытка тяговооруженности от числа КС в ДУ

двигателей тягой менее 26,7 кН предоставляет возможность их создания силами частных компаний единолично или в кооперации посредством применения аддитивных технологий производства [12].

Говоря о перспективах и стратегических выгодах создания конструкторско-производственной базы двигателей нового поколения тягой менее 25 кН, стоит отметить, что сфера их применения не заканчивается только лишь РН СЛК. Двигатели малой тяги сегодня широко применяются в качестве маневровых двигателей коррекции и стабилизации в составе разгонных блоков (Фрегат, Бриз-М(14Д30)), в собственных ДУ космических аппаратов, устанавливаются на посадочные модули межпланетных станций и зондов и кораблей, в том числе и пилотируемых (LEM, Dragon V2). Последовательное обновление и внедрение новых двигателей малой тяги в составе уже разработанных и перспективных ДУ различного типа позволит увеличить энергомассовое совершенство ракетно-космических систем, а централизация производственных ресурсов и унификация применяемых в различных ДУ узлов и агрегатов позволит сократить конечную стоимость выведения полезной нагрузки [13].

Использование девятикамерной ДУ позволит в рамках частных компаний оперативно перейти к коммерческой реализации РН СЛК и оказанию пусковых услуг за счет сокращения времени разработки, изготовления и испытания ЖРД и самого носителя. В рамках открытого конкурса, проводимого НТИ «Аэронет» по разработке РН СЛК, был разработан проект маршевых ДУ для первой ступени, включающей в себя 9 КС, и для второй ступени, оснащенной 1 камерой.

Пневмогидравлическая схема ДУ второй ступени представлена на рис. 4.





2. Разработка маршевой двигательной установки

2.1. Проектные параметры камеры сгорания

Расчет средства выведения показал, что для разрабатываемой сверхлегкой ракеты-носителя

оптимальное значение тяги ДУ на первой ступени составляет 24,78 тс, соответственно тяга одной камеры составит 2,75 тс. Для унификации КС и большинства элементов пневмогидравлической схемы тяга камеры второй ступени составляет 3,31 тс. Общий вид изделия представлен в виде модели на рис. 5.



Рис. 5. 3D модель однокамерной ДУ без дожигания

Для подачи компонентов топлива в КС и восстановительный газогенератор в проектируемой ДУ применен турбонасосный агрегат, выполненный по одновальной схеме.

Насос окислителя выполнен в виде одноступенчатого шнекоцентробежного насоса с осевым подводом компонента и одновитковым спиральным отводом. Насос горючего выполнен в виде одноступенчатого шнекоцентробежного насоса с радиальным подводом компонента и одновитковым спиральным отводом. Одноступенчатая осевая активная турбина расположена консольно за насосом горючего. Для ее привода используется восстановительный газ, вырабатываемый в газогенераторе, питаемом компонентами топлива от основных насосов.

Давление в КС принято 11145,8 кПа. Основные термодинамические параметры и характеристики представлены в табл. 1.

Расчеты основных параметров ЖРД проводились следующей методикой [6].

Значение действительного удельного импульса равно:

$$\begin{split} I_{yg} &= I_{\text{reop.yg}} \cdot \varphi_{\Sigma} = \\ &= \varphi_{\Sigma} \cdot \sqrt{2 \cdot \frac{k}{k-1} \cdot R_{\kappa} \cdot T_{\kappa} \cdot \left[1 - \left(\frac{P_{a}}{P_{\kappa}}\right)^{\frac{k-1}{k}}\right]}, \end{split}$$

где $\phi_{\Sigma}-$ обобщенные потери, возникающие в двигателе.

Общий массовый расход топлива:

$$m_{\Sigma} = \frac{P}{I_{\rm yx} \cdot \varphi_{\Sigma}} = 21,103 \,\frac{\rm kr}{\rm c}.$$

При этом расход компонентов в камеру равен:

$$m_{\Gamma} = \frac{m_{\Sigma}}{1+k_m} = 5,55 \frac{\kappa\Gamma}{c}, \ m_{o} = \frac{k_m \cdot m_{\Sigma}}{1+k_m} = 15,55 \frac{\kappa\Gamma}{c}.$$

Таблица 1

Наименование параметра	Наименование Размерность		2 ступень	
Тяга двигателя	кН	R = 26,968	<i>R</i> = 32,46	
Давление в КС	кПа	$P_{\kappa} = 11146$	$P_{\kappa} = 11146$	
Давление на срезе сопла	кПа	$P_{\rm a} = 70,93$	$P_{\rm a} = 2,1575$	
Относительная степень расширения сопла	_	F _{отн} = 19,5	F _{отн} = 353,67	
Показатель изоэнтропы	—	<i>k</i> = 1,13	<i>k</i> = 1,13	
Температура в камере	К	$T_{\rm k} = 3647,8$	$T_{\rm K} = 3662$	
Газовая постоянная	<u>кДж</u> кг · К	$R_{\rm K} = 383,55$	$R_{\rm \kappa} = 366,62$	
Удельный импульс	с	Открытая схема:	Открытая схема:	

Термодинамические параметры проводимого расчета



После выполнения термодинамического расчета химического состава, термодинамических свойств и параметров рабочего тела для сечений сопла по известным соотношениям можно определить параметры процесса течения. Расходный комплекс задается как:

$$\beta = \frac{P_{\kappa}F_{\kappa p}}{\dot{m}}.$$

При этом теоретическое его значение можно представить в виде:

$$\beta = \frac{\sqrt{T_{\kappa}R}}{A_{(k)}},$$

где величина $A_{(k)}$ рассчитывается следующим образом:

$$A_{(k)} = \sqrt{k} \left(\frac{2}{k+1}\right)^{\frac{k+1}{2(k-1)}} = 0,634.$$

Отсюда:

$$\beta = 1651,52 \frac{M}{c}.$$

Найдем площадь критического сечения сопла:

$$F_{\rm kp} = \frac{\beta \cdot m_{\Sigma} \cdot \varphi_{\rm k}}{P_{\rm k}} = 0,005 \,\,\mathrm{m^2}.$$

Диаметр критики равен:

$$D_{\rm kp} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{\rm kp}}{\pi}} = 0,079 \,\,{\rm m}.$$

Зная из термодинамического расчета относительную степень расширения сопла $F_{\text{отн}}$, найдем значение площади среза сопла:

$$F_{\rm a} = F_{\rm oth} \cdot F_{\rm kp} = 1,34 \ {\rm M}^2.$$

Тогда диаметр среза равен:

$$D_{\rm a} = \sqrt{\frac{4 \cdot F_{\rm a}}{\pi}} = 1.3 \,\mathrm{M}.$$

Рассчитаем объем и линейные размеры КС. Площадь поперечного сечения изобарной камеры можно найти из соотношения:

 $F_{\rm k} = 8 \cdot F_{\rm kp} = 0.04 \,{
m M}^2.$ Тогда диаметр: $D_{\rm k} = 0.21 \,{
m M}.$ При этом радиусы сопряжения: $R_1 = D_{\rm kp}, \ R_2 = D_{\rm k}.$

2.2. Профилирование сверхзвуковой части камеры

Наиболее общей задачей профилирования сопла является определение его контура, обеспечивающего в заданных условиях максимальную удельную тягу (коэффициент тяги) при минимальном весе сопла. Профилирование сопла позволяет повысить удельную тягу двигателя в среднем на 2–3 % относительно значения тяги той же камеры, но с коническим соплом.

Таблица 2

Исходные данные и полученные значения для профилирования сопла

Исходные данные	Значение
Относительный диаметр среза сопла	$\overline{D_{\rm a}} = \overline{y_{\rm a}} = \frac{D_{\rm a}}{D_{\rm kp}} = 16,48$
Показатель изоэнтропы истечения	<i>n</i> = 1,13
Угол конусности на срезе сопла β_a	$\beta_a = 11$
Полученнь	ие значения
Угол наклона вектора скорости β _m	$\beta_m = 43,36^\circ$
Относительная длина сверхзвуковой части сопла x_a	$\overline{x_{a}} = 39,72$

Значения были получены с помощью линейной интерполяции.

По относительной длине сверхзвуковой части сопла найдем натуральную длину:

$$L_{\rm a} = \frac{x_{\rm a} \cdot D_{\rm kp}}{2} = 1,57 \, {\rm m}.$$

Газодинамический профиль КС одинаковый для двигателей первой и второй ступени, при этом размеры получились следующими: диаметр КС $D_{\rm k} = 107,5$ мм, длина камеры сгорания $L_{\rm k} = 188$ мм, диаметр критического сечения $D_{\rm kp} = 39$ мм.

Для двигателя первой ступени диаметр среза сопла $D_a = 171,78$ мм, длина сопла $L_a = 206,14$ мм. Диаметр среза сопла двигателя второй ступени $D_a = 734,78$ мм, длина сопла $L_a = 881,74$ мм.

На рис. 6 изображен эскизный чертеж газодинамического профиля камеры двигателя первой ступени с профилированной сверхзвуковой частью и частью проточных каналов рубашки охлаждения.



Рис. 6. Газодинамический профиль камеры и сопла

10

По полученным расчетным величинам был смоделирован и изготовлен экспериментальный образец КС (рис. 7).



Рис. 7. Экспериментальная КС с присоединенными коллекторами подвода

Изготовленный с помощью технологии селективного лазерного плавления образец прошел гидродинамические и газодинамические испытания, в ходе которых расчетные характеристики были подтверждены полученными результатами. На конструкцию рубашки охлаждения был получен патент № 2720596 RU.

Заключение

Становится очевидным, что в рамках малых предприятий космического сектора использование метан-кислородной девятикамерной ДУ в составе многоразовых РН СЛК выглядит наиболее перспективным. Такая ДУ помимо технических аспектов реализации также позволит оперативно перейти к коммерческой реализации пусковых услуг за счет сокращения времени разработки, изготовления и испытания ЖРД. Внедрение передовых конструкторских и технологических решений существенно сокращает стоимость изготовления экспериментальных, опытных и товарных единиц изделий, составляющих ракетно-космическую систему. В ходе проектных работ по созданию малотоннажных ЖРД был создан и протестирован экспериментальный образец КС для ДУ РН СЛК с тягой в 540 Н и давлением в КС в 5,57 МПа.

Список литературы

- [1] Клюшников В. Ю. Ракеты-носители сверхлегкого класса: ниша на рынке пусковых услуг и перспективные проекты // Воздушно-космическая сфера. 2019. № 3 (100). С. 58–71.
- [2] Данилюк А. Ю., Клюшников В. Ю., Кузнецов И. И., Осадченко А. С. Требования к облику и основным проектным параметрам микроракетного комплекса, предназначенного для запуска малых космических аппаратов размерностей «нано», «пико» и «фемто» // Вестник НПО им. С. А. Лавочкина. 2015. № 3. С. 107–113.
- [3] Ганиев Т. А., Карякин В. В. Космическая политика мировых и региональных держав. М. : Архонт, 2020. 175 с.
- [4] Лин Индастриал Легкая ракета «Адлер» [Электронный ресурс]. URL: http://spacelin.ru/proekty/legkayaraketa-adler (дата обращения 11.11.2020).
- [5] Первов М. А. История развития отечественных ракетно-космических двигательных установок. М. : ООО «Издательский дом «Столичная энциклопедия», 2018. 656 с.
- [6] Васильев А. П., Кудрявцев В. М., Кузнецов В. А., Курпатенков В. Д., Обельницкий А. М., Поляев В. М., Полуян Б. Я. Основы теории и расчета жидкостных ракетных двигателей. М. : Высшая школа, 1983. 703 с.
- [7] Нестеров В. Е., Кузин А. И., Рачук В. С. Особенности применения маршевых ЖРД в составе первой ступени перспективной многоразовой ракетно-космической системы // Авиакосмическая техника и технология. 2010. № 3. С. 25–32.
- [8] Ерохин Б. Т. Теория и проектирование ракетных двигателей : учеб. СПб. : Лань, 2015. 608 с.
- [9] Информационные материалы компании Firefly [Электронный ресурс]. URL: firefly.com/launch-alpha/ (дата обращения 11.11.2020).
- [10] Информационные материалы компании Rocket Lab [Электронный ресурс]. URL: www.rocketlabusa.com/electron/ (дата обращения 11.11.2020).
- [11] Нестеров В. Е. Многоразовая ракетно-космическая система. Инновационное развитие российских средств доступа в космическое пространство // Двойные технологии. 2012. № 1 (58). С. 13–18.
- [12] Башарина Т. А., Гончаров М. Г., Меньших В. В., Ильина А. К., Турищев М. Ю., Шматов Д. П. Разработка жидкостного ракетного двигателя малой тяги для ракет сверхлегкого класса // Восьмые Уткинские чтения : труды общерос. науч.-техн. конф. СПб. 2019. С. 26–29.
- [13] Коватёва Ю. С., Воробьев А. Г., Боровик И. Н., Хохлов А. Н., Казеннов И. С. Жидкостный ракетный двигатель малой тяги на топливе газообразный кислород и газообразный метан // Вестник Московского авиационного института. 2011. Т. 18. № 3. С. 45–54.

LOW-THRUST LIQUID-PROPELLANT ROCKET ENGINES AS PART OF ADVANCED ULTRALIGHT ROCKET VEHICLE SYSTEMS

T. A. Basharina, M. G. Goncharov, S. N. Lymich, V. S. Levin, D. P. Shmatov

Voronezh State Technical University, Voronezh, Russian Federation

This work examines the most promising design solutions for the creation of propulsion systems for ultra-light launch vehicles by small private enterprises in the rocket and space industry. Comparison of the metal consumption of the combustion chambers with the energy characteristics at different operating pressures showed that the most optimal operating pressure is 12,16 MPa. Comparison of the relative and absolute values of the masses of various configurations describes the nature of the relationship between the number of combustion chambers and the total mass of the propulsion system. It was found that nine-chamber propulsion systems with cameras made with extensive use of additive technologies best meet the key requirements. The analysis carried out includes an assessment of the design parameters of both various components and assemblies and the propulsion system as a whole. Various layouts of propulsion systems are considered in detail, the required degree of technological complexity of structures of various units and assemblies, their production cost are estimated. The ratio of the obtained mass-energy characteristics was achieved through the implementation of design solutions that became available due to the use of additive technologies. The obtained results of preliminary calculations demonstrate the applicability and efficiency of design solutions considered for use in the propelled propulsion system for a promising launch vehicle.

Keywords: rocket engine, low-thrust engine, methane fuel, ultralight carrier, additive technology, economic efficiency, private space company.

References

- Klyushnikov V. Yu. Rakety-nositeli sverhlegkogo klassa: nisha na rynke puskovyh uslug i perspektivnye proekty [Ultra-light launch vehicles: a niche in the launch services market and promising projects] // Aerospace Sphere Journal, 2019, no. 3 (100), pp. 58–71. (In Russian)
- [2] Danilyuk A. Yu., Klyushnikov V. Yu., Kuznetsov I. I., Osadchenko A. S. Trebovaniya k obliku i osnovnym proektnym parametram mikroraketnogo kompleksa, prednaznachennogo dlya zapuska malyh kosmicheskih apparatov razmernostej «nano», «piko» i «femto» [Requirements for the appearance and main design parameters of a microrocket complex intended for launching small spacecraft of dimensions «nano», «pico» and «femto»] // Vestnik «NPO im. S. A. Lavochkina», 2015, no. 3, pp. 107–113. (In Russian)
- [3] Ganiev T. A., Karjakin V. V. Kosmicheskaya politika mirovyh i regional'nyh derzhav [Space policy of world and regional powers]. Moscow, Arhont, 2020, 175 p. (In Russian)
- [4] Lin Industrial Adler Light Rocket. Available at: spacelin.ru/proekty/legkaya-raketa-adler (accessed 11.11.2020).
- [5] Pervov M. A. Istoriya razvitiya otechestvennyh raketno-kosmicheskih dvigatel'nyh ustanovok [History of the development of domestic rocket and space propulsion systems]. Moscow, Capital Encyclopedia, 2018, 656 p. (In Russian)
- [6] Vasiliev A. P., Kudryavtsev V. M., Kuznetsov V. A., Kurpatenkov V. D., Obelnitsky A. M., Polyaev V. M., Poluyan B. Ya. Osnovy teorii i rascheta zhidkostnyh raketnyh dvigatelej [Fundamentals of theory and calculation of liquid-propellant rocket engines]. Moscow, Higher school, 1983, 703 p. (In Russian)
- [7] Nesterov V. E., Kuzin A. I., Rachuk V. S. Osobennosti primeneniya marshevyh ZHRD v sostave pervoj stupeni perspektivnoj mnogorazovoj raketno-kosmicheskoj sistemy [Features of using sustainer rocket engines as part of the first stage of a promising reusable rocket-space system] // Aviakosmicheskaya tekhnika i tekhnologiya, 2010, no. 3, pp. 25–32. (In Russian)
- [8] Erokhin B. T. *Teoriya i proektirovanie raketnyh dvigatelej* [Theory and design of rocket engines]. Saint-Petersburg, Lan, 2015, 608 p. (In Russian)
- [9] Firefly. Available at: firefly.com/launch-alpha/ (accessed 11.11.2020).

Т. А. Башарина, М. Г. Гончаров, С. Н. Лымич, В. С. Левин, Д. П. Шматов

Выбор и обоснование проектных параметров двигательных установок

- [10] Rocket Lab. Available at: www.rocketlabusa.com/electron/ (accessed 11.11.2020).
- [11] Nesterov V. E. Mnogorazovaya raketno-kosmicheskaya sistema. Innovacionnoe razvitie rossijskih sredstv dostupa v kosmicheskoe prostranstvo [Reusable space rocket system. Innovative development of Russian means of access to outer space] // Double technologies, 2012, no. 1 (58), pp. 13–18. (In Russian)
- [12] Basharina T. A., Goncharov M. G., Menshikh V. V., Ilyina A. K., Turishchev M. Yu., Shmatov D. P. Razrabotka zhidkostnogo raketnogo dvigatelya maloj tyagi dlya raket sverhlegkogo klassa [Development of a low-thrust liquidpropellant rocket engine for ultralight missiles] // Proceedings of Eighth Utkin Readings, Saint-Petersburg, 2019, pp. 26–29. (In Russian)
- [13] Kovateva Yu. S., Vorobiev A. G., Borovik I. N., Khokhlov A. N., Kazennov I. S. Zhidkostnyj raketnyj dvigatel' maloj tyagi na toplive gazoobraznyj kislorod i gazoobraznyj metan [Liquid-thrust rocket engine powered by gaseous oxygen and gaseous methane] // Aerospace MAI Journal, 2011, vol. 18, no. 3, pp. 45–54. (In Russian)

Сведения об авторах

Башарина Татьяна Александровна – аспирант, инженер кафедры «Ракетные двигатели» Воронежского государственного технического университета. Окончила Воронежский государственный технический университет в 2018 году. Область научных интересов: ракетно-космическая техника, термоэлектричество, энергетика. ORCID: 0000-0003-2159-3792

Гончаров Марк Геннадьевич – студент, лаборант-исследователь научно-исследовательского сектора кафедры «Ракетные двигатели» Воронежского государственного технического университета. Область научных интересов: двигательные установки космических аппаратов.

ORCID: 0000-0001-9712-8892

Левин Василий Сергеевич – инженер, аспирант кафедры «Ракетные двигатели» Воронежского государственного технического университета. Окончил Воронежский государственный технический университет в 2019 году. Область научных интересов: ракетно-космическая техника, термоэлектричество, энергетика.

ORCID: 0000-0002-6659-5874

Лымич Сергей Николаевич – студент кафедры «Ракетные двигатели» Воронежского государственного технического университета. Область научных интересов: ракетно-космическая техника, термоэлектричество, энергетика.

ORCID: 0000-0002-0541-3037

Шматов Дмитрий Павлович – кандидат технических наук, доцент, заместитель заведующего кафедрой «Ракетные двигатели» Воронежского государственного технического университета. Окончил Воронежский государственный технический университет в 2012 году. Область научных интересов: ракетно-космическая техника, термоэлектричество, энергетика.

ORCID: 0000-0001-5401-0931

УДК 629.78 DOI 10.26732/j.st.2021.1.02

ОБЗОР КОНСТРУКЦИЙ ЗЕРКАЛЬНЫХ АНТЕНН КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ С ТВЕРДОТЕЛЬНЫМИ ПРЕЦИЗИОННЫМИ РАЗМЕРОСТАБИЛЬНЫМИ РЕФЛЕКТОРАМИ

В. Б. Тайгин¹ [∞], А. В. Лопатин^{2, 3}

¹ АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва», г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация ² Федеральный исследовательский центр информационных и вычислительных технологий СО РАН, г. Красноярск, Российская Федерация ³ Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва, г. Красноярск, Российская Федерация

Представлен обзор конструкций зеркальных антенн космических аппаратов с твердотельными прецизионными размеростабильными рефлекторами. Изложена история эволюции технологии производства антенн для космических аппаратов. Сформулированы требования, предъявляемые к современным зеркальным антеннам космических аппаратов, предназначенными для передачи высочастотных радиосигналов. Рассмотрены особенности использования композиционных материалов при изготовлении рефлекторов антенн в контексте их отражающих способностей. Приведена классификация зеркальных антенн. Изложены особенности размещения антенн на космическом аппарате. Рассмотрены различные конструкции рефлекторов современных антенн. Проанализированы различные способы обеспечения точности формы и жесткости рефлекторов. Представлены различные варианты усиливающей конструкции, размещаемой на тыльной стороне рефлектора, такие как композитные рамы, ребра жесткости из сотовых панелей, изогридное подкрепление и другие варианты. Описан способ регулировки оболочки рефлектора для получения формы, близкой к идеальному параболоиду. Описаны антенны с контурной зоной обслуживания и дифхроичные антенны. Рассмотрены антенные сборки, размещаемые на космических аппаратах, и их преимущества. Подставлен обзор инженерных анализов, проводимых на этапе проектирования антенн. Рассмотрены типы испытаний, с помощью которых проверяется работоспособность антенн космических аппаратов.

Ключевые слова: космический annapam, зеркальная антенна, офсетная антенна, осесимметричная антенна, композиционный материал, инженерный анализ, наземная экспериментальная отработка.

Введение

Зеркальные рефлекторные антенны широко применяются в различных космических телекоммуникационных системах. Основные преимущества рефлекторных антенн обусловлены высоким коэффициентом усиления, широкой полосой пропускания частот, наряду с простой и надежной конструкцией и относительно невысокой стоимостью [1].

По оптической схеме исполнения различают офсетные и осесимметричные зеркальные ан-

тенны. Эти антенны могут быть однозеркальными или двухзеркальными. В качестве главного отражателя наиболее часто применяется параболоид вращения. Помимо параболоида в этих антеннах используются модифицированные формы, позволяющие получать контурные диаграммы направленности антенны.

Применение антенны в составе полезной нагрузки космического аппарата накладывает на нее определенные требования. Основным из них является требование к точности формы поверхности рефлектора. Отклонения от теоретической формы рефлектора влечет за собой снижение коэффициента усиления сигнала. Для высокоэффективной антенны космического аппарата допустимое сни-

[⊠] taygin@iss-reshetnev.ru

[©] Ассоциация «ТП «НИСС», 2021

жение этого коэффициента не должно превышать 0,15 дБ (потери в уровне сигнала не более 3,5 %). Для обеспечения такой малой величины потерь среднеквадратическое отклонение от теоретической формы рефлектора не должно превышать 0,015 λ , где λ – длина волны [22]. Поскольку для космических систем телекоммуникаций имеется устойчивая тенденция повышения частотного диапазона, то требования по среднеквадратическому отклонению от теоретической формы отражающей поверхности постоянно ужесточаются. Так для рабочей частоты антенны 40 Гц это значение не должно превышать 0,1 мм.

Еще одним требованием, предъявляемым к антенне, является ее малый вес и габариты. Это требование продиктовано высокой стоимостью вывода массы на орбиту и ограниченным объемом пространства под обтекателем ракеты-носителя. Значение удельной массы для современного рефлектора должно быть меньше, чем 2,2 кг/м².

Следующее требование связано с сохранением формы рефлектора в процессе эксплуатации космического аппарата на орбите. Главным негативным фактором является постоянное изменение теплового потока при движении аппарата, вызывающее изменения температуры в конструкции рефлектора.

Важным требованием является способность материала рефлектора обеспечивать коэффициент отражения радиоволн не менее 0,98. С уменьшением значения этого коэффициента потери от поглощения энергии будут возрастать, а эффективность антенны ухудшаться.

В настоящее время многие мировые производители космической техники, такие как: TAS (Франция), AASC (США), HPS GmbH (Германия), INVENT GmbH (Германия), AO «ИСС» (Россия) работают над совершенствованием конструкций зеркальных антенн. В силу этого большой интерес представляет исследование тенденций развития твердотельных космических антенн.

В статье выполнен обзор конструкций современных твердотельных прецизионных размеростабильных рефлекторов антенн космических аппаратов. Проведен анализ достоинств и недостатков существующих конструкций, методов их анализа и испытаний. Предложены пути совершенствования конструкции твердотельных рефлекторов.

1. Материалы зеркальных антенн космических аппаратов

Первые космические аппараты связи, запущенные в 1960-х, 1970-х годах, такие, например, как Echo 1, Telstar, Syncom III, Early Bird были оснащены простыми антеннами типа «штырь» и работали в низкочастотных диапазонах. В конце 1970-х и 1980-х годах произошли значительные изменения в антеннах спутниковой связи. Началось освоение высокочастотных диапазонов излучения радиоволн, таких как С- и Ки-диапазонов. Космические аппараты стали оснащать зеркальными антеннами, как наиболее эффективными конструкциями для передачи сигнала в заданном направлении [20].

Первые космические зеркальные антенны изготавливались из металлических сплавов, чаще всего алюминиевых. На рис. 1 представлены примеры таких антенн, произведенных в АО «ИСС». Рефлекторы этих антенн изготавливались холодной штамповкой из листового металла с последующим усилением оболочки ребрами жесткости. Ребра, как правило, соединялись с оболочкой при помощи заклепок.



Рис. 1. Металлические зеркальные антенны космических аппаратов

Космические аппараты в прошлом имели герметичное исполнение, при котором активные приборы размещались в гермоконтейнере. Антенны, используемые на таких космических аппаратах, располагались на ферме, закрепленной на гермоконтейнере. В этом же контейнере устанавливались волноводы и пассивные приборы фидерного тракта (рис. 2).



Рис. 2. Антенны на космическом аппарате герметичного исполнения



Металлические рефлекторы имели невысокие показатели точности отражающей поверхности и размерной стабильности при тепловом воздействии. Но ввиду невысоких (по современным меркам) требований они были вполне приемлемы для своего времени и полностью выполняли поставленную задачу.

Появление композиционных материалов позволило значительно улучшить характеристики рефлекторов антенн космических аппаратов. Использование композиционных материалов привело к значительному снижению массы рефлекторов, дало возможность сделать их более точными и размеростабильными. Это позволило освоить высокие частотные диапазоны излучения радиосигналов. Впервые композитный рефлектор антенны диметром 3,7 м был установлена на космическом аппарате Voyager, исследующим дальний космос [21]. Рефлектор этого космического аппарата показан на рис. 3.



Рис. 3. Композитный рефлектор антенны космического аппарата Voyager

Наиболее часто для изготовления рефлекторов космических антенн используются углепластики. Такое использование обусловлено высокими механическими характеристикам и низким коэффициентом линейного температурного расширения углепластика.

Антенные рефлекторы космических аппаратов должны эффективно отражать радиосигнал. Способностью отражать радиоволны обладают материалы с высокой электропроводностью. Углеродное волокно проводит электрический ток, однако обладает малой электропроводностью. Углепластик является анизотропным материалом по электропроводным свойствам. В работах [3; 4] выполнены исследования радиоотражающих свойств различных углепластиков.

Все чаще для изготовления рефлектора применяется триаксиальная углеродная ткань (рис. 4). Благодаря своим армирующим свойствам ее возможно укладывать в один слой и, тем самым, снижать массу рефлектора. В работах [5; 6] проведено компьютерное моделирование динамики высокочастотного электромагнитного поля в элементарной ячейке триаксиальной ткани (рис. 5). Определены оптимальные геометрические параметры ячейки для получения максимального коэффициента отражения на различных частотах.



Рис. 4. Триаксиальная ткань



Рис. 5. Элементарная ячейка триаксиальной ткани и ее электродинамическая модель

Углепластик в исходном состоянии имеет приемлемый коэффициент отражения на частотах до 15 ГГц. Для использования его в более высокочастотных антеннах применяют радиоотражающие покрытия. В работе [6] описана технология нанесения радиоотражающего покрытия, обеспечивающего коэффициент отражения не менее 0,98 на частоте 24 ГГц. Данное покрытие наносится методом вакуумного напыления и состоит из трех тонких пленок: нихрома (Ni-Cr) в качестве подслоя, отражающего алюминиевого (Al) слоя и оксида кремния (SiO₂) для защиты от коррозии.

2. Классификация зеркальных антенн космических аппаратов

По оптической схеме различают осесимметричные, офсетные и двухзеркальные антенны (рис. 6).



Рис. 6. Классификация зеркальных антенн: (*a*) осесимметричная антенна, (б) офсетная антенна, (*b*) двухзеркальная антенна

Осесимметричные антенны могут быть одно или двухзеркальными. Однозеркальные антенны, как правило, имеют простой легкий облучатель с одним питающим волноводом или кабелем. На современных космических аппаратах осесимметричные антенны чаще всего имеют двухзеркальное исполнение. Такая компоновка антенны позволяет использовать сложные многопортовые облучатели.

Осесимметричные зеркальные антенны состоят из рефлектора, облучателя и вторичного зеркала – контррефлектора. Эти антенны могут быть установлены на приводе системы наведения. Перенацеливание таких антенн возможно в неограниченном диапазоне углов. Недостатком осесимметричных зеркальных антенн является наличие препятствия на пути прохождения радиоволн. Это препятствие создается облучателем или вторичным зеркалом и системой их крепления.

Офсетные антенны часто размещают на телекоммуникационных космических аппаратах. Они могут иметь однозеркальное или двухзеркальное исполнение по схеме Грегори. Преимущество офсетных антенн состоит в отсутствии препятствия в прохождении радиосигнала элементами собственной конструкции. По способу компоновки офсетные антенны могут иметь собственную объединяющую конструкцию – корпус антенны, или использовать для этого корпус космического аппарата. Антенны, смонтированные на корпусе, иногда называют антеннами со сложным механическим интерфейсом. Их, как правило, размещают на боковых панелях корпуса космического аппарата. При этом облучатель антенны закрепляется неподвижно, а рефлектор устанавливается на приводе раскрытия и наведения. Вариант компоновки офсетных антенн на телекоммуникационном космическом аппарате приведен на рис. 7.



Рис. 7. Размещение офсетных антенн на космическом аппарате

Офсетные антенны имеют небольшие углы перенацеливания. Это связано с тем, что рефлектор вращается независимо от облучателя и при больших углах поворота происходит расфокусирование антенны. На рис. 8 показан вариант размещения двух офсетных антенн на боковой панели космического аппарата «Благовест» (АО «ИСС»).



Рис. 8. Размещение офсетных антенн на боковой панели космического аппарата

На этапе выведения этого космического аппарата на орбиту рефлекторы фиксируются в транспортировочном положении замками зачековки. После вывода аппарата на орбиту они переводятся в рабочее положение с помощью штанги привода.

3. Варианты конструктивного исполнения рефлекторов офсетных антенн

Распространенной конструкцией офсетного рефлектора является трехслойная оболочка, состоящая из тонких углепластиковых обшивок заполнителя в виде алюминиевых сот. На рис. 9 представлен пример такого рефлектора производства Thales Alenia Space (TAS)



Рис. 9. Трехслойный сотовый рефлектор производства ТАЅ со штангой

Жесткость и, как следствие, точность рефлектора обеспечиваются толщиной заполнителя



и упругими параметрами материала обшивок. Штанга, закрепленная с тыльной стороны рефлектора, соединяет его с приводом раскрытия. Отличительной особенностью этого рефлектора является то, что многие металлические элементы спроектированы с помощью топологической оптимизации и изготовлены с применением аддитивных технологий. Топологическая оптимизация позволяет эффективно распределять материал в заданном объеме для достижения требуемых прочностных характеристик деталей рефлектора. Это дает возможность снизить массу деталей при сохранении достаточной прочности [8].

На рис. 10 представлен новый рефлектор ТАЅ диаметром 2,6 м.



Рис. 10. Трехслойный сотовый рефлектор производства TAS с подкрепляющей силовой конструкцией

В качестве силовой опоры используется композитная трехслойная панель. Панель содержит металлические вставки для крепления к оболочке рефлектора. Такое решение позволяет разгрузить оболочку и дает возможность сделать ее более тонкой. Подкрепляющая силовая конструкция обеспечивает также коррекцию формы рефлектора. Для крепления к приводу раскрытия имеется небольшая штанга, которая крепится к панели. Узлы для зачековки организованы на самой панели в виде треугольных выступов. Рефлектор обладает высокой геометрической стабильностью. Это позволяет использовать его в Ки, Ка частотных диапазонах. Конструкция рефлектора будет использована как стандартная в космических платформах Spacebus NEO [9].

Аналогичное конструктивное решение использует в своих рефлекторах фирма Ariane Group (рис. 11). В работе [10] отмечается, что такое исполнение позволяет снизить на 40 % стоимость и время изготовления рефлектора.



Рис. 11. Трехслойный сотовый рефлектор производства Ariane Group

Многие производители космической техники используют в качестве опорной конструкции рефлектора раму из полых композитных труб прямоугольного сечения. Пример такой конструкции показан на рис. 12.

Достоинством такой опорной конструкции является ее большая жесткость. Однако такие рамы имеют множество фитингов различной конфигурации, для формования которых требуется дополнительная оснастка. Это приводит к увеличению стоимости изготовления рефлектора. Для сокращения сроков изготовления и производственных затрат в работе [11] предложено использовать конструкции, создаваемые на основе модульной архитектуры и стандартных деталей.



Рис. 12. Рефлектор с композитной рамой

Еще одним распространенным вариантом усиления оболочки рефлектора является закрепление на тыльной стороне ребер жесткости в виде сотовых панелей (рис. 13). Конструкция этого рефлектора, как отмечается в работе [12], имеет хорошие показатели по удельной массе и стоимости изготовления.

Для уменьшения температурных деформаций трехслойных рефлекторов используют углепластиковые соты [23]. Коэффициент линейного термического расширения материала заполнителя совместим с аналогичным коэффициентом углепластика обшивок. В силу этого конструкция рефлектора менее подвержена температурным деформациям. Такое решение также позволяет снижать массу рефлектора вследствие меньшей удельной массы сотового заполнителя. На рис. 14 представлен рефлектор фирмы INVENT GmbH, в котором оболочка рефлектора и ребра имеют композитный сотовый заполнитель.



Рис. 13. Рефлектор с ребрами из сотовых панелей



Рис. 14. Рефлектор с композитным сотовым заполнителем

На рис. 15 представлены варианты оребрения тыльной стороны рефлекторов производства EADS CASA Espacio [25]. Ребра подкрепления образуют прямоугольную сетку. Края ребер выступают за габариты рефлектора. В них расположены узлы зачековки.



Рис. 15. Рефлектор производства EADS CASA Espacio

4. Контурные антенны

Контурные антенны широко применяются в ретрансляторах современных космических аппаратов. Они позволяют эффективно распределять радиосигнал над территорией с наибольшим количеством потребителей и не расходовать полезную мощность на незаселенные участки Земли. Основой таких антенн является офсетная схема. Форма рефлектора синтезируется по заданной зоне обслуживания в специальной программе. На рис. 16 представлены различные рефлекторы антенн с контурной зоной обслуживания [1].



Рис. 16. Рефлекторы антенн с контурной зоной обслуживания

5. Рефлекторы с дихроичной структурой

Для компактного размещения рефлекторов на космических аппаратах и получения двух независимых диаграмм направленности были разработаны дихроичные рефлекторы [22]. Схема и внешний вид такой антенны представлен на рис. 17.

Особенность этой конструкции заключается в размещении рефлектора из диэлектрического материала с нанесенным на него рисунком в виде параллельных линий-проводников над другим рефлектором из углепластика. В такой антенне устанавливают два независимых облучателя с линейными поляризациями. При этом поляризации должны быть ортогональны друг к другу. Один





20

сигнал будет беспрепятственно проходить сквозь верхний рефлектор и отражаться от нижнего, а второй сигнал будет отражаться сразу от верхнего рефлектора. Таким образом, две независимых антенны занимают пространство, как занимала бы одна антенна. Однако у такой схемы имеется ряд недостатков, в связи с которыми она не получила широкого распространения. К этим недостаткам относятся большие потери сигнала в диэлектрике, работа каждой из антенн только с одной линейной поляризацией, невозможность использовать круговую поляризацию и узкая полоса частот работы антенны.



Рис. 17. Рефлектор с дихроичной структурой

6. Антенные сборки

Для сокращения пространства, занимаемого антеннами на корпусе космического аппарата, их объединяют в так называемые антенные блоки. На рис. 18 изображен антенный блок, расположенный на корпусе космического аппарата «Ямал-300К» производства АО «ИСС».



Рис. 18. Антенный блок космического аппарата «Ямал-300К»

На рис. 19 представлен блок антенн производства AASC [16]. Антенны имеют двухзеркальное исполнение и являются многолучевыми.



Рис. 19. Блок двухзеркальных антенн

Сборка их трех офсетных антенн [24], размещенных на общем основании, показана на рис. 20.



Рис. 20. Антенны на общем основании

На рис. 21 представлена конструкция и схема многолучевой двухзеркальной офсетной антенны производства HPS GmbH [13]. Главное и вторичное зеркало имеет трехслойную сотовую конструкцию. Главное зеркало зафиксировано на основании антенны при помощи цилиндрической композитной оболочки. Вторичное зеркало смонтировано на ферме из композитных труб. Облучатель состоит из нескольких рупорных излучателей и закреплен на основании антенны.

Компактный вариант размещения антенн в виде единой сборки описан в работе [77]. Сборка антенн и опорная конструкция для нее представлены на рис. 22. Здесь в качестве опорной конструкции используется стержневая ферма с промежуточными сотовыми панелями. Особенность данной сборки заключается в том, что рефлекторы антенн установлены на механизмы наведения с линейными приводами. На верхнем ярусе опорной конструкции установлены датчики ориентации космического аппарата. Такое решение позволяет существенно повысить точность наведения антенн в заданную зону обслуживания.



Рис. 21. Многолучевая офсетная антенна



Рис. 22. Антенный модуль TAS-I

7. Осесимметричные антенны

Осесимметричная антенна производства INVENT GmbH [23] представлена на рис. 23. Рефлектор этой антенны имеет трехслойную сотовую конструкцию с композитными обшивками и заполнителем из алюминиевых сот. Такая кон-

Обзор конструкций зеркальных антенн космических аппаратов

струкция широко используется для осесимметричных антенн небольшого диаметра. При увеличении диаметра апертуры более 1 метра в процессе формования разнородных материалов в конструкции возникает напряженное состояние, приводящее к деформации рефлектора после снятия его с оправки (рис. 24) [15].



Рис. 23. Осесимметричная зеркальная антенна



Рис. 24. Искаженная форма рефлектора после формования

Одним из способов уменьшения деформации рефлектора состоит в усилении его оболочки жестким ободом. Этот обод располагается у апертуры рефлектора. На рис. 25 представлена антенна производства фирмы AASC [16].



Рис. 25. Антенна с апертурным ободом

Рефлектор этой антенны усилен ободом, расположенным с тыльной стороны оболочки у ее



внешней кромки. Обод обеспечивает стабильность формы и повышает общую жесткость рефлектора.

В работе [15] описан способ регулировки формы поверхности рефлектора осесимметричной антенны. Такой способ позволяет устранить погрешности, возникающие при изготовлении рефлектора. На рис. 26 представлена антенна производства АО «ИСС», рефлектор которой содержит апертурный обод с системой регулировки.



Рис. 26. Антенна с апертурным ободом и системой регулировки

Обод представляет собой полую кольцевую оболочку прямоугольного сечения из углепластика. Обод соединен с тыльной оболочкой трехслойного рефлектора при помощи восьми регулировочных узлов.

При помощи системы регулировки возможно получить очень малые отклонения формы рефлектора. Среднеквадратическое отклонение формы этого рефлектора от теоретического профиля составляет 0,045 мм. Рефлектор с такими малыми отклонениями работоспособен до частоты 100 Гц.

Еще одним примером высокоточного рефлектора является конструкция, состоящая из двух тонких композитных оболочек [17]. Антенна с таким рефлектором, изготовленная в АО «ИСС», представлена на рис. 27.



Рис. 27. Антенна, состоящая из двух тонких композитных оболочек

Рефлектор этой антенны обладает высокой точностью отражающей поверхности и небольшой массой. Удельная масса представленного рефлектора составляет 0,8 кг/м². Это позволяет отнести его к классу ультралегких рефлекторов. Аналогичная антенна, изготовленная фирмой AASC [16], представлена на рис. 28.



Рис. 28. Антенна производства фирмы AASC

В работах [18; 19] предложен осесимметричный рефлектор с изогридным подкреплением. Один из вариантов такого рефлектора производства МГТУ им. Н. Э. Баумана представлен на рис. 29.



Рис. 29. Рефлектор с изогридным подкреплением

Использование подкрепления в этой конструкции позволило уменьшить погонную массу по сравнению с погонной массой трехслойных конструкций и уменьшить ее температурные деформации.

8. Инженерные анализы антенн космических аппаратов

На этапе проектирования антенн проводят различные инженерные анализы, по результатам которых дают заключение о возможности установки конструкции на космический аппарат. Тепловой анализ проводят с целью определения температурных полей в антенне для наихудших условий эксплуатации космического аппарата на орбите. Данные, полученные в ходе этого анализа, используются для определения температурных деформаций и для проверки теплостойкости материалов.

Анализ стойкости антенны к воздействию ионизирующих излучений космического пространства проводят для оценки радиационной стойкости материалов в течение срока активного существования космического аппарата. При необходимости материалы подвергают испытаниям на радиационную стойкость.

Механический анализ антенны включает формирование конечно-элементной модели антенны с учетом упругих свойств материалов, определение собственных частот и форм колебаний, расчет прочности антенны от действия квазистатических нагрузок, вибрационных и акустических нагрузок.

На рис. 30 показан пример первой формы колебаний рефлектора в транспортировочном положении. Отметим, что частота первого тона колебаний конструкции рефлектора должна быть не ниже 45 Гц в транспортировочном положении и не ниже 1,5 Гц в рабочем положении антенны.

Механическому анализу предшествует назначение требований в виде случаев нагружения, граничных условий, допустимых деформации и т. д. Эти требования определяются исходя из условий расположения антенны на космическом аппарате, частотного диапазона антенны, условий выведения и особенностей орбиты.



Рис. 30. Первая форма колебаний рефлектора в транспортировочном положении

9. Испытания антенн

Для проверки правильности заложенных решений в конструкцию антенны, а также верификации инженерных анализов проводят цикл наземной экспериментальной отработки антенн.

Радиотехнические испытания антенны проводят для подтверждения соответствия радиотехнических характеристик антенн требованиям технического задания.

Вибрационные испытания подтверждают способность антенны выдерживать синусоидаль-

ную и случайную вибрацию. Для проведения данного теста используют различные вибростенды (рис. 31).



Рис. 31. Антенна на вертикальном вибростенде

Акустические испытания проводят для определения стойкости антенны к акустическим нагрузкам на этапе выведения космического аппарата на орбиту. Этот вид испытания проводят в акустической камере.

Термоциклические испытания выявляют возможные дефекты при изготовлении антенны, а также способность ее выдерживать перепады температур космоса. Для испытаний используют термобарокамеру.

Испытания на температурные деформации проводят в термобарокамере с установленным внутри лазерным дальномером, который регистрирует перемещения в конструкции.

Заключение

В статье выполнен анализ конструкторских решений зеркальных антенн космических аппаратов с твердотельными прецизионными размеростабильными рефлекторами. Рассмотрены требования, накладываемые на передающие высокочастотные радиосигналы зеркальные антенны. Показано, что применение композиционных материалов в конструкциях твердотельных рефлекторов должно осуществляться с учетом их отражающих способностей. Изложены особенности размещения антенн на космических аппаратах. Проанализированы способы обеспечения точности рабочей поверхности рефлекторов и жесткости их конструкций. Описаны антенны с контурной зоной обслуживания и дифхроичные антенны. Рассмотрены конструкции антенных сборок, размещаемых на современных космических аппаратах. Представлены виды инженерных анализов, выполняемых при проектировании ан-



тенн. Рассмотрены типы испытаний, с помощью которых проверяется работоспособность антенн космических аппаратов. Представленный обзор позволяет отследить тенденции инженерных решений, с помощью которых в настоящее время осуществляется проектирование и изготовление антенн с твердотельными прецизионными размеростабильными рефлекторами.

Список литературы

- Satish K. Sh., Sudhakar R., Lotfollah Sh. Handbook of Reflector Antennas and Feed Systems. Theory and Design of Reflectors. 2013. vol. 1. 350 p.
- [2] Покрас А. М., Сомов А. М., Цуриков Г. Г. Антенны земных станций спутниковой связи. М. : Радио и связь, 1985. 288 с.
- [3] Galehdar A., Nicholson K., Rowe W., Ghorbani K. The conductivity of unidirectional and quasi isotropic carbon fiber composites // Microwave Conference (EuMC), European. 2010. pp. 882–885.
- [4] Artner G., Gentner Ph. K., Nicolics J., Mecklenbrauker Ch. F. Carbon Fiber Reinforced Polymer with Shredded Fibers: Quasi-Isotropic Material Properties and Antenna Performance // International Journal of Antennas and Propagation. 2017. vol. 2017. Article ID 6152651. 11 p. doi: 10.1155/2017/6152651.
- [5] Pontoppidan K., Viskum H.-H. Electrical properties of triaxially woven fabrics for reflector antennas // Antennas and Propagation Society International Symposium. 2003. vol. 2. pp. 774–777. doi: 10.1109/APS.2003.1219350.
- [6] Sedhed E. Electromagnetic Analysis of Reflector Antenna Surfaces // Master's Thesis. Department of Electrical and Information Technology Faculty of Engineering, LTH, Lund University. Lund, Sweden. 2015.
- [7] Михеев А. Е., Гирн А. В., Харламов В. А., Чернятина А. А., Хоменко И. И. Разработка технологии нанесения радиоотражающих покрытий // Вестник СибГАУ. 2013. по. 4 (50). С. 222–226.
- [8] 3D Systems Direct Metal Printing at the Tipping Point? [Электронный ресурс]. URL: additivemanufacturing. com/2016/08/29/3d-systems-direct-metal-printing-at-the-tipping-point/ (дата обращения 07.02.2021).
- [9] New Thales Alenia Space antenna reflector is qualified [Электронный ресурс]. URL: www.thalesgroup.com/en/ worldwide/space/news/new-thales-alenia-space-antenna-reflector-qualified (дата обращения 07.02.2021).
- [10] ArianeGroup applying launch cost reduction targets to satellite components [Электронный ресурс]. URL: spacenews.com/arianegroup-applying-launch-cost-reduction-targets-to-satellite-components/ (дата обращения 07.02.2021).
- [11] Ultra-Light Reflector for Ka-band Applications [Электронный ресурс]. URL: artes.esa.int/projects/ulrka (дата обращения 07.02.2021).
- [12] Reflector antennas [Электронный ресурс]. URL: www.hps-gmbh.com/en/portfolio/subsystems/reflector-antennas/ (дата обращения 07.02.2021).
- [13] Q/V band Feeder Link Antenna [Электронный ресурс]. URL: artes.esa.int/projects/flant (дата обращения 07.02.2021).
- [14] Reflektor-antennen [Электронный ресурс]. URL: www.hps-gmbh.com/portfolio/subsystems/antennas/ (дата обращения 07.02.2021).
- [15] Тайгин В. Б., Лопатин А. В. Метод обеспечения высокой точности формы рефлекторов зеркальных антенн космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. З. № 4. С. 200–208. doi: 10.26732/2618-7957-2019-4-200-208.
- [16] Spacecraft Antenna Reflectors [Электронный ресурс]. URL: www.aascworld.com/portfolio/antenna-reflectors/ (дата обращения 07.02.2021).
- [17] Тайгин В. Б., Лопатин А. В. Разработка зеркальной антенны космического аппарата с ультралегким высокоточным размеростабильным рефлектором // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. З. № 3. С. 121–131. doi: 10.26732/2618-7957-2019-3-121-131.
- [18] Резник С. В., Просунцов П. В., Новиков А. Д. Перспективы повышения размерной стабильности и весовой эффективности рефлекторов зеркальных космических антенн из композиционных материалов // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2018. № 1 (694). С. 71–83.
- [19] Resnik S. V., Novikov A. D. Comparative analysis of the honeycomb and thin-shell space antenna reflectors // MATEC Web of Conferences. 2017. vol. 92. P. 01012. doi: 10.1051/matecconf/20179201012.
- [20] Sudhakar R. Advanced Antenna Technologies for Satellite Communications Payloads // IEEE Transactions on Antennas and Propagation. 2015. vol. 63. P. 1. doi: 10.1109/TAP.2015.2391283.
- [21] Images of Voyager [Электронный ресурс]. URL: voyager.jpl.nasa.gov/galleries/images-of-voyager/ (дата обращения 07.02.2021).
- [22] Baunge M., Ekstrom H., Ingvarson P., Petersson M. A new concept for dual gridded reflectors // Proceedings of the Fourth European Conference on Antennas and Propagation. Barcelona. 2010. pp. 1–5.
- [23] Invent. Space [Электронный ресурс]. URL: www.invent-gmbh.de/en/raumfahrt/ (дата обращения 07.02.2021).

- [24] Palacin B., Fonseca N. J. G., Romier M., Contreres R., Angevain J.-Ch., Toso G., Mangenot C. Multibeam antennas for very high throughput satellites in Europe: Technologies and trends // 11th European Conference on Antennas and Propagation (EUCAP), Paris. 2017. pp. 2413–2417. doi: 10.23919/EuCAP.2017.7928493.
- [25] Areval F. Ka-band high performance reflectors for broadband services // 32nd ESA Workshop on Antennas for Space Applications. Noordwijk, Netherlands. 2010.

THE REVIEW OF DESIGNS OF MIRROR SPACECRAFT ANTENNAS WITH SOLID HIGH PRECISION SIZE STABLE REFLECTOR

V. B. Taygin¹, A. V. Lopatin^{2, 3}

¹ JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems», Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation ² Federal Research Center for Information and Computational Technologies SB RAS, Krasnoyarsk, Russian Federation ³ Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Krasnoyarsk, Russian Federation

The article provides an overview of designs of reflector antennas for spacecraft with solidstate precision dimensionally stable reflectors. The requirements for modern reflector antennas of spacecraft intended for the transmission of high-frequency radio signals are formulated. The features of using composite materials in manufacture of antenna reflectors in the context of their reflective capabilities are considered. The classification of reflector antennas is given. Features of the placement of antennas on a spacecraft are outlined. Multiple designs of reflectors of modern antennas are considered. Various ways of ensuring accuracy of shape and rigidity of reflectors are analyzed. Designs of antennas with a contoured service area and dichroic antennas are described. Antenna assemblies which are placed on a spacecraft and their advantages are considered. An overview of the engineering analyzes carried out during the antenna design phase is provided. The types of tests used to check the performance of spacecraft antennas are considered.

Keywords: spacecraft, reflector antenna, offset antenna, axisymmetric antenna, composite material, engineering analysis, ground-based experimental testing.

References

- Satish K. Sh., Sudhakar R., Lotfollah Sh. Handbook of Reflector Antennas and Feed Systems. Theory and Design of Reflectors, 2013, vol. 1, 350 p.
- [2] Pokras A. M., Somov A. M., Tsurikov G. G. Antenny zemnyh stantsiy sputnikovoy svyasi [Satellite antennas of earth communications]. Moscow, Radio i svyas', 1985, 288 p. (In Russian)
- [3] Galehdar A., Nicholson K., Rowe W., Ghorbani K. The conductivity of unidirectional and quasi isotropic carbon fiber composites // Microwave Conference (EuMC), European, 2010, pp. 882–885.
- [4] Artner G., Gentner Ph. K., Nicolics J., Mecklenbrauker Ch. F. Carbon Fiber Reinforced Polymer with Shredded Fibers: Quasi-Isotropic Material Properties and Antenna Performance // International Journal of Antennas and Propagation, 2017, vol. 2017, Article ID 6152651, 11 p. doi: 10.1155/2017/6152651.
- [5] Pontoppidan K., Viskum H.-H. Electrical properties of triaxially woven fabrics for reflector antennas // Antennas and Propagation Society International Symposium, 2003, vol. 2, pp. 774–777. doi: 10.1109/APS.2003.1219350.
- [6] Sedhed E. Electromagnetic Analysis of Reflector Antenna Surfaces // Master's Thesis, Department of Electrical and Information Technology Faculty of Engineering, LTH, Lund University, Lund, Sweden, 2015.



- [7] Mikheev A. E., Girn A. V., Kharlamov V. A., Chernyatina A. A., Khomenko I. I. Razrabotka tehnologii naneseniya radiootrazhayushego pokrytiy [Development of technology for applying radio-reflective coatings] // Vestnik SibSAU, 2013, no. 4 (50), pp. 222–226. (In Russian)
- [8] 3D Systems Direct Metal Printing at the Tipping Point? Available at: additivemanufacturing.com/2016/08/29/3d-systems-direct-metal-printing-at-the-tipping-point/ (accessed 07.02.2021).
- [9] New Thales Alenia Space antenna reflector is qualified. Available at: www.thalesgroup.com/en/worldwide/space/ news/new-thales-alenia-space-antenna-reflector-qualified (accessed 07.02.2021).
- [10] ArianeGroup applying launch cost reduction targets to satellite components. Available at: spacenews.com/arianegroupapplying-launch-cost-reduction-targets-to-satellite-components/ (accessed 07.02.2021).
- [11] Ultra-Light Reflector for Ka-band Applications. Available at: artes.esa.int/projects/ulrka (accessed 07.02.2021).
- [12] Reflector antennas. Available at: www.hps-gmbh.com/en/portfolio/subsystems/reflector-antennas/ (accessed 07.02.2021).
- [13] Q/V band Feeder Link Antenna. Available at: artes.esa.int/projects/flant (accessed 07.02.2021).
- [14] Reflektor-antennen. Available at: www.hps-gmbh.com/portfolio/subsystems/antennas/ (accessed 07.02.2021).
- [15] Taygin V. B., Lopatin A. V. Metod obespecheniya vysokoy tochnosti reflectorov zerkalnyh antenn kosmicheskih apparatov [Method of achievement the high accuracy of the shape of reflectors of mirror antennas of spacecraft] // Spacecrafts & Technologies, 2019, vol. 3, no. 4, pp. 200–208. doi: 10.26732/2618-7957-2019-4-200-208. (In Russian)
- [16] Spacecraft Antenna Reflectors. Available at: www.aascworld.com/portfolio/antenna-reflectors/ (accessed 07.02.2021).
- [17] Taygin V. B., Lopatin A. V. Razrabotka zerkalnoy antenny kosmicheskogo apparata s ultrolegkim vysokotochnym razmerostabilnym reflectorom [Design of the mirror antenna of a spacecraft with the ultralight high precision sizestable reflector] // Spacecrafts & Technologies, 2019, vol. 3, no. 3, pp. 121–131. doi: 10.26732/2618-7957-2019-3-121-131. (In Russian)
- [18] Resnik S. V., Prosunsov P. V., Novikov A. D. Perspectivy povisheniya razmernoy stabilnosti i vesovoy effectivnosti reflectorov zerkalnyh kosmicheskih antenn is kompositsionnih materialov [Prospects for increasing the dimensional stability and weight efficiency of reflectors of mirror space antennas made of composite materials]. BMSTU Journal of Mechanical Engineering, 2018, no. 1 (694), pp. 71–83. (In Russian)
- [19] Resnik S. V., Novikov A. D. Comparative analysis of the honeycomb and thin-shell space antenna reflectors // MATEC Web of Conferences, 2017, vol. 92, P. 01012. doi: 10.1051/matecconf/20179201012.
- [20] Sudhakar R. Advanced Antenna Technologies for Satellite Communications Payloads // IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2015, vol. 63, P. 1. doi: 10.1109/TAP.2015.2391283.
- [21] Images of Voyager. Available at: voyager.jpl.nasa.gov/galleries/images-of-voyager/ (accessed 07.02.2021).
- [22] Baunge M., Ekstrom H., Ingvarson P., Petersson M. A new concept for dual gridded reflectors // Proceedings of the Fourth European Conference on Antennas and Propagation, Barcelona, 2010, pp. 1–5.
- [23] Invent. Space. Available at: www.invent-gmbh.de/en/raumfahrt/ (accessed 07.02.2021).
- [24] Palacin B., Fonseca N. J. G., Romier M., Contreres R., Angevain J.-Ch., Toso G., Mangenot C. Multibeam antennas for very high throughput satellites in Europe: Technologies and trends // 11th European Conference on Antennas and Propagation (EUCAP), Paris, 2017, pp. 2413–2417. doi: 10.23919/EuCAP.2017.7928493.
- [25] Areval F. Ka-band high performance reflectors for broadband services // 32nd ESA Workshop on Antennas for Space Applications, Noordwijk, Netherlands, 2010.

Сведения об авторах

Лопатин Александр Витальевич – доктор технических наук, ведущий научный сотрудник Федерального исследовательского центра информационных и вычислительных технологий СО РАН, заведующий кафедрой компьютерного моделирования Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Область научных интересов: анизогридные конструкции космического назначения, механика композитных материалов.

ORCID: 0000-0002-7393-8417

Тайгин Виталий Борисович – начальник сектора отдела разработки антенных систем и сборки полезных нагрузок космических аппаратов АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва».

26

УДК 629.785 DOI 10.26732/j.st.2021.1.03

АНАЛИЗ ДИНАМИКИ И УПРАВЛЕНИЕ ДВИЖЕНИЕМ ВРАЩАЮЩЕЙСЯ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ ПРИ ПЕРЕЛЕТЕ ЗЕМЛЯ – МАРС

Х. Лу^{1, 2}, Ч. Ван², Ю. М. Заболотнов¹ ⊠

¹ Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева, г. Самара, Российская Федерация ² Северо-западный политехнический университет, г. Сиань, Китайская Народная Республика

Рассматривается анализ динамики и управление движением вращающейся тросовой системы для межпланетной миссии на Марс. Космическая система состоит из двух космических аппаратов, соединенных тросом и имеющих реактивные двигатели для иправления ее движением. Последовательно анализириется движение тросовой системы в сфере действия Земли, на межпланетном участке и в сфере действия Марса. На околоземной орбите рассматривается перевод системы во вращение с помощью реактивных двигателей, установленных на концевых космических аппаратах. Вращение системы используется для создания искусственной гравитации во время межпланетного перелета. Тросовая система вращается в плоскости, перпендикулярной плоскости орбитального движения центра масс системы. Для описания пространственного движения системы используется математическая модель, в которой трос представляется в виде совокупности материальных точек, соединенных вязкоупругими односторонними механическими связями. Космические аппараты рассматриваются как материальные точки. Уровень гравитации и вращение тросовой системы контролириется с помощью реактивных двигателей. Предлагается стриктира регилятора для управления угловой скоростью вращения тросовой системы. Приводятся результаты моделирования, подтверждающие эффективность предлагаемого алгоритма управления, обеспечивающего заданный уровень искусственной гравитации для рассматриваемой межпланетной миссии.

Ключевые слова: вращающаяся тросовая система, реактивный двигатель, искусственная гравитация, межпланетный перелет.

Введение

Идея создания искусственной гравитации при межпланетных полетах была высказана еще К. Э. Циолковским в 1895 году [1]. Естественным решением этой задачи им была предложена вращающаяся космическая система, где заданная искусственная гравитация обеспечивалась силами инерции. Отсутствие гравитации приводит к большим проблемам при осуществлении пилотируемых космических миссий [2]. При длительных космических полетах у космонавтов происходят значительные изменения в объеме мышц, плотности костей и тканей, содержании жидкости, внутричерепном давлении, что вызывает множество нежелательных последствий, таких как потеря силы, снижение иммунитета, нарушение вестибулярной системы, нарушение зрения и т. д. [3]. Следовательно, возникает задача создания среды с контролируемой искусственной гравитацией для длительных пилотируемых космических полетов и некоторых биологических экспериментов. Вращающиеся тросовые системы (ВТС) наиболее практичны при формировании длительной и стабильной гравитационной среды, так как имеют малую массу, что позволяет увеличить размеры системы и, следовательно, обеспечить требуемое ускорение на концевых космических аппаратах (КА) при меньшей угловой скорости вращения системы. Длинный трос в несколько сотен метров или даже километров может снизить скорость вращения до очень низкого уровня. Например,

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ и Государственного фонда естественных наук Китая в рамках научных проектов № 21-51-53001 и № 61803307.

[🖂] yumz@yandex.ru

[©] Ассоциация «ТП «НИСС», 2021



угловая скорость два оборота в минуту достаточна для создания гравитации 1g с длиной троса около 500 м. Более низкая угловая скорость вращения может сделать жизнедеятельность космонавтов более комфортной [4]. Здесь необходимо отметить, что один из самых ранних экспериментов по созданию искусственной гравитации был проведен с использованием КА Gemini-11 в 1966 году [4]. В СССР также планировали изучить возможность использования тросовой системы в условиях искусственной гравитации [5]. После этого практические исследования по созданию искусственной гравитации были продолжены, например, в миссии OEDIPUS (1989 г.) [4]. В последнее время основное внимание уделялось теоретическим исследованиям. Так Gou и др. исследовали создание искусственной гравитации на основе ВТС при перелете Земля – Луна [6]. Полет к Марсу с использованием искусственной гравитации и тросовой системы рассматривали Martin и др. [7], где ВТС состояла из трех КА, причем на КА, находящимся в центре масс, предлагалось установить двигатель для коррекции орбиты. Хотя такая конфигурация возможна, однако в этом случае контроль за вращением системы не осуществлялся [7]. Здесь также можно отметить работы по исследованию движения BTC [8; 9] вблизи Земли, однако в них рассматриваются другие приложения, которые связаны с транспортными операциями и удалением космического мусора [4; 5].

Так как потребность в искусственной гравитации при реализации межпланетных миссий сохраняется, то необходимо более подробно исследовать динамику ВТС, в частности, важными являются вопросы, связанные с устойчивостью вращательного движения тросовой системы [4]. Например, для перелетов к Марсу рекомендуется обеспечить в течение всего полета искусственную гравитацию на уровне 0,38g [4]. Здесь надо отметить, что в предыдущих исследованиях вращение системы рассматривалось в плоскости орбиты [4; 6; 8; 9]. Однако, по мнению авторов, использование вращения системы перпендикулярно плоскости орбиты более предпочтительно, так как в этом случае управление вращением и движением центра масс системы можно осуществлять раздельно.

Настоящая работа посвящена задаче создания искусственной гравитации на основе ВТС при межпланетном перелете к Марсу. Основная цель – это управление вращательным движением тросовой системы в течение всего полета. Сначала рассматривается межпланетная орбита центра масс системы. Затем проводится анализ динамики движения ВТС на орбите без управления, чтобы получить общее представление о ее свободном движении. Далее предлагается алгоритм стабилизации для управления угловой скоростью вращения системы, эффективность которого подтверждается численным примером.

1. Математическая модель движения тросовой системы

При описании движения ВТС трос рассматривается как совокупность материальных точек, связанных между собой вязкоупругими односторонними механическими связями. Учитываются гравитационные силы, силы натяжения и силы трения между волокнами троса. Концевые КА рассматриваются как материальные точки. Для задания гравитационных сил используется ньютоновское поле тяготения. Принципиальная схема тросовой системы показана на рис. 1. В этом случае движение ВТС описывается следующим уравнением [10]:

$$m_k \frac{d^2 \mathbf{r}_k}{dt^2} = \mathbf{G}_k + \mathbf{T}'_k + \mathbf{D}'_k + \mathbf{F}_k, k = 1, 2, \dots n, \quad (1)$$

где \mathbf{r}_k , и m_k – радиус-вектор и масса k-ой материальной точки; \mathbf{T}'_k , \mathbf{D}'_k – векторная сумма сил натяжения и сил трения, действующих на k-ую материальную точку; \mathbf{G}_k – гравитационные силы; m_1 и m_2 – массы концевых КА, на которые действуют одна сила натяжения и одна сила трения; \mathbf{F}_k – векторы тяг двигателей, которые действуют только на концевые КА. Уравнения (1) записываются в абсолютной прямоугольной системе координат *ОХYZ*, связанной с центром масс притягивающего центра. Например, в сфере действия Земли эта система координат связанна с центром масс Земли, на гелиоцентрической траектории после выхода из сферы действия Земли – с центром масс Солнца.



Рис. 1. Схема тросовой системы

Гравитационные силы рассчитываются по закону Ньютона:

$$\mathbf{G}_{k} = \frac{\mu m_{k} \mathbf{r}_{k}}{r_{k}^{3}},\tag{2}$$

где µ – гравитационная постоянная центрального небесного тела. Силы натяжения определяются по закону Гука:

$$\mathbf{T}_{1}^{'} = \mathbf{T}_{1}, \mathbf{T}_{2}^{'} = \mathbf{T}_{2}, \mathbf{T}_{k}^{'} = \mathbf{T}_{k} - \mathbf{T}_{k-1}, k = 3, \dots n,$$

$$T_{k} = \begin{cases} c_{L} \frac{|\mathbf{r}_{k} - \mathbf{r}_{k-1}| - L_{0k}}{L_{0k}}, |\mathbf{r}_{k} - \mathbf{r}_{k-1}| - L_{0k} \ge 0, \\ 0, |\mathbf{r}_{k} - \mathbf{r}_{k-1}| - L_{0k} < 0 \end{cases}$$
(3)

где L_{0k} – нерастянутая длина *k*-го участка троса; c_L – коэффициент жесткости троса.

Силы трения в тросе рассчитываются следующим образом [11]:

$$\mathbf{D}_{1} = \mathbf{D}_{1}, \mathbf{D}_{2} = \mathbf{D}_{2}, \mathbf{D}_{k} = \mathbf{D}_{k} - \mathbf{D}_{k-1}, k = 3, \dots n,$$
$$D_{k} = \begin{cases} K_{D} \frac{d\gamma_{k}}{dt} = K_{D} \frac{1}{\Delta L_{0k}} \frac{d(\Delta L_{k})}{dt}, T_{k} > 0, \\ 0, T_{k} \le 0 \end{cases}$$
(4)

где $K_D = c_L \eta / \omega_k -$ коэффициент трения, $\eta -$ коэффициент потерь в материале троса, $\omega_k -$ частота колебаний *k*-го участка. Как показали результаты моделирования частоты, характеризующие участки троса, практически совпадают, если трос является однородным.



Рис. 2. Тросовая система на орбите

Положение ВТС относительно системы координат *OXYZ* определяется с помощью углов θ и φ . Угол θ определяет положение системы в плоскости орбиты, угол φ – вне плоскости, r – расстояние между концевыми точками (рис. 2).

Углы θ и φ определяются относительно системы координат *ОХҮZ* следующим образом:

$$\cos \varphi = \frac{\Delta x}{\sqrt{\Delta x^2 + \Delta z^2}}, \quad \sin \varphi = \frac{-\Delta z}{\sqrt{\Delta x^2 + \Delta z^2}},$$
$$\cos \varphi = \frac{\Delta x}{\sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2}},$$
$$\sin \varphi = \frac{\Delta y}{\sqrt{\Delta x^2 + \Delta y^2 + \Delta z^2}},$$
(5)

где $\Delta x = x_2 - x_c$, $\Delta y = y_2 - y_c$, $\Delta z = z_2 - z_c$, x_c , y_c , z_c – координаты центра масс системы.

2. Траектория центра масс ВТС

Траектория движения центра масс ВТС состоит из характерных участков: движение в сфере действия Земли, гелиоцентрический участок, движение в сфере действия Марса. На каждом участке определение движения центра масс как материальной точки рассматривается в абсолютной системе координат, связанной с притягивающем центром. В момент выхода из сферы действия Земли или в момент входа в сферу действия Марса осуществляется соответствующий пересчет координат и скоростей из одной системы координат в другую. Предполагается, что плоскость орбиты Марса совпадает с плоскостью эклиптики (наклонение орбиты Марса не учитывается). Параметры орбит центра масс системы по участкам приведены в табл. 1.

29



30

<u>№ 1 (35) 2021</u> Том 5

Таблица 1

Параметры орбит центра масс ВТС

Орбита в сфере действия Земли						
Радиус перигея и начальная скорость	6600 км; 12,8 км/с					
Эксцентриситет и большая полуось	1,17; 9259 км					
Время движения в сфере действия Земли (9,29·10 ⁵ км)	1,13 дня					
Гелиоцентрическ	кая орбита					
Радиус перигея	1,496·10 ⁸ км					
Эксцентриситет и большая полуось	0,4917; 2,94·10 ⁸ км					
Время перелета к Марсу и соответствующая истинная аномалия	105 дней; 92,6 градуса					
Начальная и конечная гелио- центрические скорости цен- тра масс ВТС	$v_{\oplus} = 36,38 \text{ km/c};$ $v_{\diamond} = 26,72 \text{ km/c}$					
Орбита в сфере дей	ствия Марса					
Эксцентриситет и большая полуось	12,4013; 298,21 км					
Скорость относительно Марса в момент входа в сфе- ру его действия	11,98 км/с					

3. Управление движением тросовой системы относительно центра масс

В начальном положении тросовая система находится в режиме гравитационной стабилизации относительной местной геовертикали. Для перевода ее во вращение используются реактивные двигатели, расположенные на концевых КА, и простой релейный закон управления [9]:

$$F_{1,2} = F = \begin{cases} F_{\text{max}}, \dot{\varphi} < \dot{\varphi}_f \\ 0, \text{ иначе} \end{cases}, \tag{6}$$

где F_{max} – максимальная тяга, $\dot{\phi}_f$ – желаемая скорость вращения. Реактивные тяги $F_{1,2}$ приложены к концевым точкам, расположенным в плоскости, перпендикулярной орбитальной плоскости (пара сил), и составляют прямой угол с направлением троса.

Скорость $\dot{\phi}_f$ соответствует заданному ускорению *a* (это ускорение определяет заданный уровень искусственной гравитации):

$$\dot{\varphi}_f = \sqrt{\frac{a}{r'}},\tag{7}$$

где r' – расстояние от концевого КА до центра масс ВТС.

Для стабилизации вращательного движения тросовой системы предлагается регулятор вида:

$$F_p = F + k_1 \Delta \dot{\varphi} + k_2 \Delta \ddot{\varphi}, \tag{8}$$

где $\Delta \dot{\phi} = \dot{\phi} - \dot{\phi}_p$, $\Delta \ddot{\phi} = \ddot{\phi} - \ddot{\phi}_p$ – ошибки регулирования; k_1, k_2 – коэффициенты обратной связи.

4. Результаты численного моделирования

Моделирование движения тросовой системы относительно центра масс с использованием уравнения (1) соответствует характерным участкам движения системы. Исходные данные для моделирования приведены в табл. 2.

Таблица 2

Исходные данные для моделирования

Начальные углы ϕ_0 , θ_0 , рад	0; 0
Начальные угловые скорости $\dot{\phi}_0, \dot{\theta}_0,$ рад/с	0; 0
Заданные угловые скорости $\dot{\phi}_f, \dot{\theta}_f,$ рад/с	0,086 (<i>a</i> = 0,38 <i>g</i>); 0
Масса концевых КА <i>m</i> ₁ , <i>m</i> ₂ и троса <i>m</i> ₁ , кг	85000; 85000; 246
Площадь поперечного сечения и максимальное допустимое натяжение троса	1,696·10 ⁻⁴ м², 447 кН
Коэффициент η	0,035
Длина троса, км	1
Тяга двигателей, Н	6000
Допустимые тяги для регуляторов, Н	7500
Количество отрезков троса	5

Данные в табл. 2 выбраны из следующих соображений:

 а) масса всей системы составляет около 170 тонн, что соответствует проекту китайской марсианской пилотируемой миссии с использованием ядерной тепловой тяги [10];

б) тяга соответствует двигателям, которые использовались в китайской космической миссии Чанъэ-4 [11]. Механические параметры троса: допустимое натяжение, коэффициент трения и масса определены в соответствии с материалом троса Kevlar.

Результаты моделирования, соответствующие переводу системы во вращение вблизи Земли, приведены на рис. 3.

Время движения системы в сфере действия Земли составляет около 27 часов. Заданная угловая скорость вращения достигается за 0,18 часа. Максимальная величина угла θ наблюдается в на-



Рис. 3. Углы, угловые скорости, натяжение троса и тяга двигателей

чале процесса перевода системы во вращение (до 12 град). После того, как тросовая система начинает вращаться с заданной угловой скоростью по углу φ , значения угла θ стабилизируются на более низком уровне (< 6 град).

На рис. 4 показано изменение параметров движения ВТС на гелиоцентрической эллиптической орбите. Здесь следует отметить, что на гелиоцентрическом участке полета ВТС можно использовать более простую модель двух материальных точек, которая является частным случаем модели (1). Это уменьшает время моделирования на несколько порядков при практически той же точности вычислений. Из полученных результатов следует, что вращательное движение тросовой системы на гелиоцентрическом участке устойчиво и дополнительное регулирование не требуется. Устойчивость вращательного движения системы в этом случае обеспечивается законом сохранения кинетического момента системы (если пренебречь малыми возмущениями, такими как не центральностью гравитационного поля, влиянием Луны и других планет и т. д.).

Результаты моделирования показали, что при движении системы в сфере действия Марса ее вращательное движение устойчиво, причем отклонения угловой скорости ф от заданной величины и значения угла в являются малыми. Большое увеличение отклонений наблюдается только при движении системы по гиперболической орбите при очень малых высотах. Однако если орбита назначения вокруг Марса расположена вне его условной границы атмосферы, то такие случаи естественно не возможны. Процесс уменьшения угловой скорости ф и перевод тросовой системы в режим гравитационной стабилизации вблизи Марса здесь не рассматриваются, хотя необходимо отметить, что управление в этом случае аналогично и отличается лишь знаком момента, который создают управляющие двигатели относительно центра масс системы.



Рис. 4. Параметры вращательного движения ВТС на гелиоцентрическом участке

Для компенсации начальных возмущений используется регулятор вида (8). В качестве примера здесь рассматривается ошибка по начальной угловой скорости $\dot{\phi}$. Начальная ошибка составляла $\Delta \dot{\phi}_0 = \pm 0,005$ рад/с. Данная ошибка может иметь место, например, при окончании раз-

вертывания системы на орбите вблизи Земли. Коэффициенты обратной связи $k_1 = 200$, $k_2 = 1000$, и выбраны исходя из заданного времени переходного процесса (0,1 часа). Переходный процесс приведен на рис. 5. Ошибка по углу θ не контролируется, поэтому она остается на прежнем уровне.



при возмущении $\Delta \phi_0 = \pm 0,005$ рад / с (синяя линия – с ошибкой, красная – номинальная зависимость)

Заключение

В данной работе рассмотрен метод формирования ВТС для создания искусственной гравитации при перелете Земля – Марс. Предложены способ и программа перевода системы во вращение из вертикального положения во вращение с заданной угловой скоростью. Предложена структура регулятора для обеспечения стабилизации процесса перевода системы во вращение. Результаты моделирования подтверждают эффективность предложенных алгоритмов управления и показывают, что регулирование вращательного движения тросовой системы на гелиоцентрическом участке траектории и при движении в сфере действия Марса не требуется. Развитие работы предполагает решение рассматриваемой задачи в наиболее полной постановке с учетом движения вокруг центров масс концевых КА, при наличии малой асимметрии в их массах, с учетом влияния не центральности гравитационного поля Земли, влияния гравитационных полей Луны, других планет и т. д.

Список литературы

- [1] Циолковский К. Э. Путь к звездам. М. : АН СССР, 1960. 258 с.
- [2] Clément G., Bukley A. Artificial Gravity. New York : Springer, 2007. 357 p.
- [3] Frett T., Petrat G., van Loon J., Hemmersbach W., Anken R. Hypergravity Facilities in the ESA Ground-Based Facility Program – Current Research Activities and Future Tasks // Microgravity Science & Technology. 2016. vol. 28. no. 3. pp. 205–214.
- [4] Van Pelt M. Space Tethers and Space Elevators. Springer Science & Business Media, 2009. 215 p.
- [5] Осипов В. Г., Шошунов Н. Л. Космические тросовые системы: история и перспективы // Земля и Вселенная. 1998. № 4.
- [6] Gou X., Li A., Tian H., Wang C., Lu H. Overload control of artificial gravity facility using spinning tether system for high eccentricity transfer orbits // Acta Astronautica. 2018. vol. 147. pp. 383–392.
- [7] Martin K. M., Landau D. F., Longuski J. M. Method to maintain artificial gravity during transfer maneuvers for tethered spacecraft // Acta Astronautica. 2016. vol. 120. pp. 138–153.
- [8] DeLuca L. T., Bernelli F., Maggi F., Tadini P., Pardini C., Anselmo L., Grassi M., Pavarin D., Francesconi A., Branz F., Chiesa S., Viola N., Bonnal C., Trushlyakov V., Belokonov I. Active space debris removal by a hybrid propulsion module // Acta Astronautica. 2013. vol. 91. pp. 20–33.

- [9] Zabolotnov Yu. M. Dynamics of the Formation of a Rotating Orbital Tether System with the Help of Electro-thruster // Procedia engineering. 2017. vol. 185. pp. 261–266.
- [10] Yang B., Tang S., Li S., Xia C. Manned Mars Exploration Concept Using Nuclear Thermal Propulsion System // Yuhang Xuebao – Journal of Astronautics. 2018. vol. 39. no. 11. pp. 1197–1208.
- [11] Wei Y., Guo S., Zhao J., Cao W., Xu Y. Design Characteristic and Verification of Propulsion System of Chang'e-4 Probe // Hangtianqi Gongcheng – Spacecraft Engineering. 2019. vol. 28. no. 4. pp. 51–59.

DYNAMIC ANALYSIS AND MOTION CONTROL OF SPINNING TETHER SYSTEM DURING ITS EARTH TO MARS FLIGHT

H. Lu^{1, 2}, C. Wang², Yu. M. Zabolotnov¹

¹ Samara National Research University, Samara, Russian Federation ² Northwestern Polytechnic University, Xi'an, People's Republic of China

The dynamic analysis and motion control of a spinning tether system for an interplanetary mission to Mars is considered. The space system consists of two spacecraft connected by a tether with thrusts to control its movement. The movements of the tether system in the sphere of action of the Earth, on the interplanetary trajectory and in the sphere of action of Mars are consistently analyzed. In near-Earth orbit, the transfer of the system into rotation with the help of jet engines installed on the end spacecrafts is considered. The spin of the system is used to create artificial gravity during the interplanetary flight. The tether system spins in the plane perpendicular to the plane of the orbital motion of the center of mass of the system. To describe spatial motion of the system, a mathematical model is used, in which the tether is represented as a set of material points with viscoelastic unilateral mechanical connections. When calculating the movement of the system, an approach based on the method of spheres of action is used. Spacecrafts are considered as material points. The level of gravity and spin of tether system is controlled by thrusters. The structure of the controller for controlling the angular speed of rotation of the tether system is proposed. The simulation results are presented to confirm the effectiveness of the proposed control algorithm, which provides a given level of artificial gravity for the interplanetary mission under consideration.

Keywords: spinning tether system, jet engine, artificial gravity, interplanetary flight.

References

- Tsiolkovsky K. E. Put' k zvezdam [The path to the stars]. Moscow, USSR Academy of Sciences, 1960, 258 p. (In Russian)
- [2] Clément G., Bukley A. Artificial Gravity. New York, Springer, 2007, 357 p.
- [3] Frett T., Petrat G., van Loon J., Hemmersbach W., Anken R. Hypergravity Facilities in the ESA Ground-Based Facility Program – Current Research Activities and Future Tasks // Microgravity Science & Technology, 2016, vol. 28, no. 3, pp. 205–214.
- [4] Van Pelt M. Space Tethers and Space Elevators. Springer Science & Business Media, 2009, 215 p.
- [5] Osipov V. G., Shoshunov N. L. Kosmicheskiye trosovyye sistemy: istoriya i perspektivy [Space tether systems: history and prospects] // Earth and Universe, 1998, no. 4. (In Russian)
- [6] Gou X., Li A., Tian H., Wang C., Lu H. Overload control of artificial gravity facility using spinning tether system for high eccentricity transfer orbits // Acta Astronautica, 2018, vol. 147, pp. 383–392.
- [7] Martin K. M., Landau D. F., Longuski J. M. Method to maintain artificial gravity during transfer maneuvers for tethered spacecraft // Acta Astronautica, 2016, vol. 120, pp. 138–153.



- [8] DeLuca L. T., Bernelli F., Maggi F., Tadini P., Pardini C., Anselmo L., Grassi M., Pavarin D., Francesconi A., Branz F., Chiesa S., Viola N., Bonnal C., Trushlyakov V., Belokonov I. Active space debris removal by a hybrid propulsion module // Acta Astronautica, 2013, vol. 91, pp. 20–33.
- [9] Zabolotnov Yu. M. Dynamics of the Formation of a Rotating Orbital Tether System with the Help of Electro-thruster // Procedia engineering, 2017, vol. 185, pp. 261–266.
- [10] Yang B., Tang S., Li S., Xia C. Manned Mars Exploration Concept Using Nuclear Thermal Propulsion System // Yuhang Xuebao – Journal of Astronautics, 2018, vol. 39, no. 11, pp. 1197–1208. (In Chinese)
- [11] Wei Y., Guo S., Zhao J., Cao W., Xu Y. Design Characteristic and Verification of Propulsion System of Chang'e-4 Probe // Hangtianqi Gongcheng – Spacecraft Engineering, 2019, vol. 28, no. 4, pp. 51–59. (In Chinese)

Сведения об авторах

Ван Чанцин – PhD, профессор института автоматики Северо-западного политехнического университета (г. Сиань, КНР). Область научных интересов: автоматические системы управления, динамика космических тросовых систем.

ORCID: 0000-0002-1358-7731

Заболотнов Юрий Михайлович – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедры программных систем Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева. Область научных интересов: динамика космических систем и космических аппаратов, орбитальные тросовые системы, движение космических аппаратов в атмосфере, асимптотические методы механики.

ORCID: 0000-0002-0409-3107

Лу Хонши – аспирант кафедры программных систем Самарского национального исследовательского университета имени академика С. П. Королева. Область научных интересов: космические тросовые системы. ORCID: 0000-0003-4695-3424 УДК 629.78.064.56 DOI 10.26732/j.st.2021.1.04

МИНИМИЗАЦИЯ ИЗБЫТОЧНОЙ ВЕЛИЧИНЫ КРУТЯЩЕГО МОМЕНТА В ШАРНИРНЫХ УЗЛАХ МНОГОРАЗОВОГО РАСКРЫТИЯ-СКЛАДЫВАНИЯ

С. А. Зоммер¹ [⋈], С. И. Немчанинов¹, А. П. Кравчуновский¹, А. В. Иванов¹, М. С. Руденко²

¹ АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва», г. Железногорск, Красноярский край ² Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнёва, г. Красноярск, Российская Федерация

В работе представлен способ минимизации величины крутящего момента, которую необходимо генерировать для работы шарнирных узлов многоразового раскрытия-складывания. В качестве объектов исследования рассматривались шарнирные узлы механических устройств солнечных батарей многоразового раскрытия-складывания, применяемые в составе платформ космических аппаратов. В результате проведенного расчетного анализа движущих сил и моментов, действующих в шарнирных узлах в процессе их раскрытия и складывания, выявлено, что минимизация избыточной величины крутящего момента без изменения конструктивно-компоновочной схемы шарнирного узла возможна путем изменения формы зависимости усилия пружинного привода от угла поворота шарнирного узла. Рассмотрена возможность применения пружин постоянного усилия в составе пружинного привода шарнирного узла, доработаны существующие алгоритмы проектирования и разработана программа расчета геометрических и механических характеристик пружин данного типа. Получены экспериментальные данные измерений усилий пружин различной конфигурации, показывающие зависимость величины усилия от величины деформации пружины и подтверждающие работоспособность предложенного алгоритма расчета. Разработан и изготовлен прототип шарнирного узла с пружинным приводом постоянного усилия, используя который экспериментально была подтверждена возможность минимизации избыточной величины крутящего момента без необходимости изменения конструктивно-компоновочной схемы шарнирного узла с сохранением его технических характеристик.

Ключевые слова: шарнирный узел, солнечная батарея, космический аппарат, пружинный привод, крутящий момент, расчет пружины.

Введение

Появление перспективных проектов космических буксиров, заправщиков и других средств обслуживания космических аппаратов ставит новые требования перед космическим аппаратом во время срока его активного существования. При перемещении космического аппарата такого типа между его рабочими орбитами появляется необходимость многоразового складывания механических устройств солнечных батарей в транспортировочное положение с возможностью их последующего раскрытия в рабочее положение [1–4]. Конструкция механического устройства солнечной батареи многоразового раскрытия и складывания состоит из раскрываемых панелей солнечной батареи и штанги, соединенных между собой посредством шарнирных узлов (ШУ) многоразового раскрытия-складывания [5; 6].

Шарнирный узел многоразового раскрытия и складывания, показанный на рис. 1, состоит из упорного кронштейна шарнира (1), приводного кронштейна шарнира (2), ролика, механически жестко связанного с приводным шарниром (3), троса (4), пружинного привода (5).

Процесс раскрытия-складывания ШУ показан на рис. 1 и включает в себя два этапа [7]. Первый этап раскрытия или складывания ШУ происходит под действием крутящего момента *M*_{пр}, который

Semen_zommer@mail.ru

[©] Ассоциация «ТП «НИСС», 2021



передается на ролик от электромеханического привода и вращает приводной кронштейн относительно упорного вокруг их общей оси вращения в сторону раскрытия или складывания ШУ. При этом на приводной кронштейн от упорного через трос действует усилие F сжимающейся пружины, которое возникает вследствие уменьшения величины L пружинного привода. Усилие F, действующее на расстоянии Н от оси вращения шарнира, создает крутящий момент $M_{\rm mv}$, направленный противоположно М_{пр} и препятствующий вращению приводного кронштейна шарнира. Таким образом происходит преодоление момента сопротивления $M_{\rm my}$ движущим моментом $M_{\rm np}$ до того положения, при котором трос пересекается с осью ШУ и плечо Н не становится нулевым.



Рис. 1. Шарнирный узел многоразового раскрытия-складывания

Второй этап раскрытия или складывания ШУ происходит под действием крутящего момента $M_{\rm my}$, который меняет свое направление на противоположное и способствует раскрытию или складыванию приводного кронштейна ШУ до перевода его в крайнее положение. Основным требованием, предъявляемым к шарнирным узлам, является величина крутящего момента $M_{\rm my}$ в конце раскрытия или складывания, которая должна быть максимальной и достаточной для преодоления всех сил сопротивления и полного перевода и фиксации элементов конструкции в конечные положения.

1. Анализ величины крутящего момента шарнирных узлов многоразового раскрытия-складывания

Величина крутящего момента $M_{\rm my}$ зависит от угла поворота ШУ α и выражается формулой (1):

$$M_{\rm mv}(\alpha) = F(\alpha) \cdot H(\alpha). \tag{1}$$

Зависимость величины усилия F от величины сжатия L, характерная для спиральных пружин сжатия, имеет общий вид, показанный на рис. 2.





Рис. 2. Формы зависимостей усилия и сжатия пружины

Значение сжатия L зависит от угла поворота и геометрических характеристик ШУ. В общем виде форма зависимости сжатия пружины L от угла поворота шарнирного узла α показана на рис. 2.

Таким образом, функция зависимости усилия спиральной пружины сжатия от угла поворота шарнирного узла многоразового раскрытияскладывания $F(\alpha)$ будет иметь вид, показанный на рис. 3. Минимизация избыточной величины крутящего момента в шарнирных узлах





Рис. 3. Зависимости величины усилия пружины и величины плеча от угла поворота шарнира

Форма зависимости плеча *H* от угла поворота ШУ определяется геометрической компоновкой ШУ и имеет линейный характер (рис. 3).

Используя формулу (1), была получена форма зависимости крутящего момента $M_{\rm my}$ от угла поворота для ШУ многоразового раскрытия-складывания с использованием спиральной пружины сжатия (рис. 4). Исходя из полученных теоретических данных видно, что форма зависимости $M_{\rm my}$ от угла поворота ШУ, показанная на рис. 4, имеет нелинейный характер. При этом максимальная величина крутящего момента регистрируется при повороте ШУ на угол 25° и 155°, превышает необходимую в конце раскрытия или складывания и является избыточной.

Так как в течение первого этапа движения ШУ раскрытие или складывание происходит путем преодоления момента сопротивления $M_{\rm my}$ крутящим моментом $M_{\rm np}$, передающимся от электромеханического привода, появляется необходимость применения более мощного электромеханического привода и увеличения прочностных характеристик ШУ вследствие действия больших изгибающих моментов в процессе раскрытия, что приводит к увеличению массогабаритных характеристик шарнирного узла.

Причиной возникновения зон избыточного крутящего момента является непостоянство зависимости величины усилия от сжатия и нелинейность зависимости величины сжатия пружины от угла поворота ШУ (рис. 2). Так как нелинейность зависимости величины сжатия пружины от угла поворота ШУ обусловлена особенностью конструкции шарнирного узла и принципом его работы, исключение возникновения зон увеличения крутящего момента без изменения конструкции ШУ возможно путем изменения характера зависимости величины усилия пружины от ее сжатия.

Использование пружины, генерирующей постоянную величину усилия на всем промежутке движения троса, позволяет получать линейную зависимость величины крутящего момента от угла поворота шарнирного узла (рис. 4).



Рис. 4. Зависимость величины крутящего момента от угла поворота шарнира



2. Расчет пружины постоянного усилия

Пружины постоянного усилия применяются в составе приводов механических устройств космических аппаратов, при этом во время своего хода они способны оказывать постоянное усилие, неизменное по величине в пределах рабочей деформации пружины [11; 12]. Пружины изготавливаются из листового материала специально подобранной формы и обладают начальным усилием плотно намотанного рулона. В настоящее время наиболее распространенным материалом, из которого изготавливаются пружины данного типа, является нержавеющая сталь «AISI 302» ГОСТ Р 58127-2018 (EN 10270-3-1.4310).

Несмотря на широкое использование пружин постоянного усилия, существующие процедуры анализа и расчета пружин постоянного усилия являются неполными и неэффективными [13–15].

Для осуществления расчета усилия пружины *F* необходимо определить материал пружины и ее основные геометрические характеристики [16].

Механические характеристики материала, необходимые для расчета:

коэффициент Пуассона µ;

• временное сопротивление на разрыв (предел прочности) σ_в (Па);

• модуль упругости E (Па);

относительное сужение ψ.

Геометрические параметры пружины (рис. 5):

• внутренний радиус *R* (мм);

• толщина пружины *t* (мм);

• ширина пружины *b* (мм).

С целью увеличения эффективности процедуры расчета усилия требуемой пружины необходимо учитывать количество циклов работы устройства, так как исходя из зависимостей, описанных в ГОСТ 25.504-82, видно, что в условиях малоцикловой нагрузки расчетный предел прочности может быть задан больше, чем теоретический. Увеличение значения предела прочности влияет на максимально возможное значение толщины пружины, от которой зависит генерируемое ей усилие [16].

Таким образом, после определения геометрических характеристик и выбора материала пружины необходимо определить количество циклов работы пружины *N*. Расчет уточненного значения предела прочности $\sigma_{\rm B}^*$ согласно ГОСТ 25.504-82 производится следующим образом:

$$\sigma_{\rm B}^* = E \cdot \left(\frac{3.5 \cdot \sigma_{\rm B}}{E} \cdot N^{-0.12} + \ln \frac{1}{1 - \psi} \cdot N^{-0.12} \right).$$
(2)

Для дальнейшего расчета необходимо определить максимально возможную толщину пружины t_{max} , при которой она сможет нормально функционировать при выбранных геометрических характеристиках и условиях эксплуатации:

$$t_{\max} = 2 \cdot \sigma_{\rm\scriptscriptstyle B}^* \cdot R \cdot \frac{1 - \mu^2}{E}.$$
 (3)

После определения максимального значения толщины пружины t_{max} необходимо выбрать наиболее близкое значение толщины t из имеющихся вариантов конфигураций пружин и произвести расчет усилия F, генерируемого пружиной:

$$F = E \cdot b \cdot \frac{t^3}{24 \cdot R^2} \cdot \left(1 - \mu^2\right) \tag{4}$$

Используя приведенный выше алгоритм расчета пружин постоянного усилия, возможно вычислять необходимые геометрические параметры пружины при заданном требуемом усилии, решая задачу в обратном порядке.



Рис. 5. Условное представление пружины постоянного усилия

Для автоматизации процесса расчета пружин данного типа была разработана программа, в которую заложены алгоритмы расчета, представленные формулами (1)–(4). Интерфейс программы представлен на рис. 6. Минимизация избыточной величины крутящего момента в шарнирных узлах



Рис. 6. Интерфейс программы

3. Экспериментальные результаты измерений

С целью верификации предложенного алгоритма расчета пружин постоянного усилия был проведен сравнительный анализ на соответствие расчетных данных с действительно измеренными значениями усилия пружин, конфигурации которых представлены в табл. 1.

Таблица 1

Характеристики экспериментальных образцов

№ образца (пружины)	Характеристика	Значение			
Пружина № 1	Диаметр	16 мм			
	Ширина	16 мм			
	Толщина	0,2 мм			
	Расчетное усилие	<u>14,7 H</u>			
Пружина № 2	Диаметр	30 мм			
	Ширина	20 мм			
	Толщина	0,32 мм			
	Расчетное усилие	<u>28,56 H</u>			
Материал пружин: нержавеющая сталь «AISI 302»					

Измерение усилия пружин проводилось разрывной машиной «EUROTEST T-50» с использованием специально разработанной оснастки. Условия проведения эксперимента представлены на рис. 7.

Экспериментальные результаты измерений усилия пружины № 1 и пружины № 2 представлены в виде графиков, показанных на рис. 8.

Исходя из полученных экспериментальных зависимостей усилия пружины от перемещения, расчетная величина усилия соответствует измеренной при растяжении (раскручивании) пружины. Величина усилия при сжатии (скручивании) пружины оказывается меньше расчетной по причине возникновения сил трения между слоями пружины и трением между барабаном и осью [11; 12].

подтверждения работоспособности Для шарнирного узла многоразового раскрытия-складывания с использованием пружины постоянного усилия был смоделирован и изготовлен прототип шарнирного узла, представленный на рис. 9.

Для проведения испытаний шарнира были использованы ранее рассчитанные и испытанные пружины постоянного усилия, характеристики которых представлены в табл. 1. Графики зависимости расчетных и экспериментальных значений крутящего момента шарнирного узла от угла его



Рис. 7. Процесс измерения усилия пружины



Рис. 8. Результаты измерений усилия пружин



Рис. 9. Прототип шарнирного узла



Рис. 10. Результаты испытаний ШУ многоразового раскрытия-складывания

поворота для пружины № 2 и для эквивалентной спиральной пружины представлены на рис. 10.

Изменение формы зависимости на участке поворота 80–110° обусловлено тем, что в подвижных элементах оси ШУ возникает максимальная сила реакции опоры, что приводит к увеличению силы трения, а вследствие и момента сопротивления раскрытию ШУ.

Заключение

Для рассмотренного шарнирного узла требуемой величиной крутящего момента в конце процесса раскрытия или складывания является величина не менее 600 Н·мм. Шарнирный узел с обоими типами пружин удовлетворяет поставленному требованию. В случае применения пружинного привода со спиральной пружиной сжатия максимальное значение крутящего момента составляет 815 Н·мм. При применении пружины постоянного усилия максимальное значение величины крутящего момента генерируется в конце процесса раскрытия или складывания и соответствует требуемому, что позволяет использовать электромеханический привод на 26 % менее мощный, чем в случае применения пружинного привода со спиральной пружиной, с условием выполнения поставленных перед шарнирным узлом технических требований.

Таким образом, минимизация величины крутящего момента шарнирных узлов многоразового раскрытия-складывания позволяет снизить общую массу конструкции механического устройства солнечной батареи путем использования электромеханического привода минимально необходимой мощности. Также, вследствие уменьшения изгибающих моментов, действующих в процессе раскрытия, возможно уменьшение количества материала силовых элементов конструкции шарнирного узла, что дополнительно снизит массу конструкции.

Список литературы

- [1] Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие ; Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.
- [2] Globus Al. Toward an Early Profitable Power Sat // Space Manufacturing 14: Critical Technologies for Space Settlement – Space Studies Institute. 2010. October 29–31. pp. 1–10.
- [3] Лопота В. А., Ермаков П. Н., Фролов И. В. Перспективы развития автоматических космических систем и космических аппаратов // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2011. № 1. С. 5–16.
- [4] Немчанинов С. И. Механическое устройство многоразового раскрытия/складывания батареи солнечной // Решетневские чтения : материалы XVIII Междунар. науч.-практ. конф. Красноярск. 2014. Ч. 1. С. 92–94.
- [5] Немчанинов С. И., Парафейник В. И., Кузоро В. И. Солнечная батарея космического аппарата. Пат. № 2619158 Российская Федерация, 2017. Бюл. № 14.
- [6] Зоммер С. А., Немчанинов С. И, Агеев П. О. Механическое устройство батареи солнечной многоразового раскрытия/складывания // В сб. «Орбита молодежи» и перспективы развития российской космонавтики». 2018. С. 176–178.
- [7] Зоммер С. А., Немчанинов С. И., Иванов А. В. Анализ крутящего момента в шарнирных узлах многоразового раскрытия-складывания // Решетневские чтения : материалы XXIV Междунар. науч.-практ. конф. 2020. Ч. 1. С. 80–82.
- [8] Крылов А. В., Чурилин С. А. Моделирование раскрытия солнечных батарей различных конфигураций // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. Сер. «Машиностроение». 2011. № 1. С. 106–112.
- [9] Ильясова И. Г. Динамика процесса раскрытия многозвенных солнечных батарей // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета им. академика С. П. Королева. 2012. № 4 (35). С. 88–93.
- [10] Шатров А. К., Назаров Л. Н., Машуков А. В. Основы конструирования механических устройств космических аппаратов. Конструктивные решения, динамические характеристики : учеб. пособие. 2009. 144 с.
- [11] Robert W. P. Torque Loss and Stress Relaxation in Constant Torque Springs // Proceedings of the 3dh Aerospace Mechanisms Symposium. Langley Research Center. 2006. May 17–19. pp. 163–168.
- [12] Joel A. J. Development of the Aquarius Antenna Deployment Mechanisms and Spring/Damper Actuator // Proceedings of the 39th Aerospace Mechanisms Symposium. NASA Marshall Space Flight Center. 2008. May 7–9. pp. 235–248.
- [13] McGuire J. R., Joseph A. Y. Advances in the Analysis and Design of Constant-Torque Springs // Proceedings of the 39th Aerospace Mechanisms Symposium. 1996. pp. 205–220.
- [14] McGuire J. R. Analysis and Design of Constant-Torque Sprinas Used in Aerospace applications. PhD Dissertation. The University of Texas at Austin. December, 1994.
- [15] Votta F. A. Jr., Lansdale P. A. The theory and design of Long Deflection Constant Force Spring Elements // Transactions of the ASME. 1952. no. 74. pp. 439–450.
- [16] Зоммер С. А., Немчанинов С. И., Иванов А. В. Программа автоматизированного расчета пружин постоянного усилия // Решетневские чтения : материалы XXIV Междунар. науч.-практ. конф. 2020. Ч. 1. С. 83–85.

MINIMIZATION OF EXCESS TORQUE IN MULTI-TIME DEPLOYMENT-FOLDING HINGE JOINTS

S. A. Zommer¹, S. I. Nemchaninov¹, A. P. Kravchunovsky¹, A. V. Ivanov¹, M. S. Rudenko²

¹JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems», Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation ²Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Krasnoyarsk, Russian Federation

The paper presents a method for minimizing the torque value of the multi-time deploymentfolding hinges. The objects of research were the hinges assembly of multi-time deployment-folding mechanical devices of solar array, which are used as part of the platforms of spacecraft. A computational analysis of the forces and moments that act in the hinges in the process of their opening and folding is carried out. The minimization of the excessive torque value without changing the design and layout of the hinge is possible by changing the shape of the dependence of the spring drive force on the angle of rotation of the hinge. The possibility of using constant force springs as part of the hinge is considered, the existing design algorithms are improved and a program for calculating the geometric and mechanical characteristics of constant force springs is developed. Experimental data were obtained for measuring the forces of springs of various configurations, showing the dependence of the magnitude of the force on the magnitude of the spring deformation and confirming the efficiency of the proposed calculation algorithm. A prototype of a hinge assembly with a constant force spring drive was developed and manufactured. The possibility of minimizing the excess torque without the need to change the design of the hinge while maintaining its technical characteristics was experimentally confirmed.

Keywords: hinge assembly, solar array, spacecraft, spring drive, torque, spring calculation.

References

- [1] Chebotarev V. E., Kosenko V. E. Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibSAU, 2011. 488 p. (In Russian)
- [2] Globus Al. Toward an Early Profitable Power Sat // Space Manufacturing 14: Critical Technologies for Space Settlement Space Studies Institute, 2010, October 29–31, pp. 1–10.
- [3] Lopota V. A., Ermakov P. N., Frolov I. V. Perepektivy razvitiya avtomatineskih kosmicheokih sistem i kosmicheskih apparatov [Prospects for the development of automatic space systems and spacecraft] // Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering, 2011, no. 1, pp. 5–16. (In Russian)
- [4] Nemchaninov S. I. Mekhanicheskoe ustrojstvo mnogorazovogo raskrytiya/skladyvaniya batarei solnechnoj [Mechanical solar battery reusable opening / folding device] // Reshetnev readings: materials of the XVIII International scientific-practical conference, Krasnoyarsk, 2014, Part 1, pp. 92–94. (In Russian)
- [5] Nemchaninov S. I., Parafeinik V. I., Kuzoro V. I. Solnechnaya batareya kosmicheskogo apparata [Spacecraft solar battery]. Patent RU 2619158, 2017, bulletin no. 14.
- [6] Zommer S. A., Nemchaninov S. I., Ateev P. O. Mekhanicheskoe ustrojstvo batarei solnechnoj mnogorazovogo raskrytiya skladyvaniya [Reusable opening/folding solar battery mechanical device] // All-Russian scientific conference «Orbita molodyozhi», 2018, pp. 176–178. (In Russian)
- [7] Zommer S. A., Nemchaninov S. I., Ivanov A. V. Analiz krutyashcheg o momenta v sharnirnyh uzlah mnogorazovogo raskrytiya-skladyvaniya [Torque Analysis in Reusable Open-Fold Pivot Assemblies] // Reshetnev readings: materials of the XXIV International scientific-practical conference, Krasnoyarsk, 2020, Part 1, pp. 80–82. (In Russian)
- [8] Krylov A. V., Churilin S. A. Modelirovanie raskrytiya solnechnyh batarej razlichnyh konfiguracij [Modeling the deployment of solar batteries of various configurations] // Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering, 2011, no. 1, pp. 106–112. (In Russian)
- [9] Ilyasova I. G. Dinamika processa raskrytiya mnogozvennyh batarej [Dynamics of the opening process of multi-link solar batteries] // VESTNIK of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering, 2012, no. 4, pp. 88–93. (In Russian)
- [10] Shatrov A. K., Nazarov L. N., Mashukov A. V. Osnovy konstruirovaniya mekhanicheskih ustrojstv kosmicheskih arparatov. Konstruktivnye resheniya, dinamicheskie zharakteristiki [Fundamentals of designing mechanical devices for spacecraft. Constructive solutions, dynamic characteristics]. 2009, 144 p. (In Russian)

С.А. Зоммер, С.И. Немчанинов, А. П. Кравчуновский, А.В. Иванов, М.С. Руденко

Минимизация избыточной величины крутящего момента в шарнирных узлах

- [11] Robert W. P. Torque Loss and Stress Relaxation in Constant Torque Springs // Proceedings of the 3dh Aerospace Mechanisms Symposium, Langley Research Center, 2006, May 17–19, pp. 163–168.
- [12] Joel A. J. Development of the Aquarius Antenna Deployment Mechanisms and Spring/Damper Actuator // Proceedings of the 39th Aerospace Mechanisms Symposium, NASA Marshall Space Flight Center, 2008, May 7–9, pp. 235–248.
- [13] McGuire J. R., Joseph A. Y. Advances in the Analysis and Design of Constant-Torque Springs // Proceedings of the 39th Aerospace Mechanisms Symposium, 1996, pp. 205–220.
- [14] McGuire J. R. Analysis and Design of Constant-Torque Sprinas Used in Aerospace applications, PhD Dissertation, The University of Texas at Austin, December, 1994.
- [15] Votta F. A. Jr., Lansdale P. A. The theory and design of Long Deflection Constant Force Spring Elements // Transactions of the ASME, 1952, no. 74, pp. 439–450.
- [16] Zommer S. A., Nemchaninov S. I., Ivanov A. V. Programma avtomatizirovannogo rascheta pruzhin postoyannogo usiliya [Program for automated calculation of constant force springs] // Reshetnev readings: materials of the XXIV International scientific-practical conference, Krasnoyarsk, 2020, Part 1, pp. 80–82. (In Russian)

Сведения об авторах

Зоммер Семён Андреевич – инженер-конструктор 2 категории АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва в 2019 году. Область научных интересов: механические устройства трансформируемых конструкций космических аппаратов.

ORCID: 0000-0002-6248-7665

Иванов Артём Васильевич – инженер-конструктор 2 категории АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва в 2019 году. Область научных интересов: механические устройства трансформируемых конструкций космических аппаратов.

ORCID: 0000-0002-3252-3987

Кравчуновский Антон Павлович – инженер АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва в 2020 году. Область научных интересов: анализ конструкции космического аппарата по прочности и динамике.

ORCID: 0000-0001-6038-1392

Немчанинов Станислав Игоревич – начальник группы проектирования механических устройств батарей солнечных АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Томский политехнический университет в 2009 году. Область научных интересов: механические устройства трансформируемых конструкций космических аппаратов.

ORCID: 0000-0001-7557-834X

Руденко Михаил Сергеевич – ассистент кафедры летательных аппаратов Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Окончил Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва в 2020 году. Область научных интересов: проведение испытаний механических устройств космических аппаратов.

ORCID: 0000-0002-1074-2548

УДК 629.056.82 DOI 10.26732/j.st.2021.1.05

АВТОНОМНЫЕ АЛГОРИТМЫ КОНТРОЛЯ ЦЕЛОСТНОСТИ НАВИГАЦИОННОГО ПОЛЯ ПРИМЕНИТЕЛЬНО К ГНСС ГЛОНАСС

Н. В. Леонидов

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М.Ф. Решетнёва», г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнёва, г. Красноярск, Российская Федерация

Цель данной статьи – анализ существующих алгоритмов автономного контроля целостности навигационного поля системы ГЛОНАСС. Анализ проведен по отечественным материалам и официальным зарубежным заявлениям. В начале статьи дано понятие целостности глобальной навигационной спутниковой системы в том виде, в котором оно употребляется Международной организацией гражданской авиации и разработчиками таких систем. Показаны различия между распространенными видами контроля целостности навигационного поля. Проведено моделирование отдельных эксплуатационных характеристик, в т. ч. среднего геометрического фактора, видимости, доступности для различных углов места. Проведено сравнение основных вариантов решения проблемы пониженных тактико-технических характеристик системы. Перечислены сложившиеся предпосылки к совершенствованию системы ГЛОНАСС и к применению малых навигационных космических аппаратов для устранения отставания ГЛОНАСС от конкурирующих глобальных навигационных спутниковых систем. Предложен вариант совершенствования обстоятельств для применения данных алгоритмов в неблагоприятных условиях по отношению к системе ГЛОНАСС. Показано, что низкоорбитальное дополнение к системе ГЛОНАСС за счет оперативного поддержания целостности навигационного поля способно значительно улучшить ее тактико-технические характеристики и обеспечить ее более высокую надежность.

Ключевые слова: ГЛОНАСС, автономный контроль целостности, малый космический аппарат, вероятность отказа, точность позиционирования.

Введение

В настоящее время бурно развиваются технологии спутниковой навигации. Она находит применение в большом количестве практических плоскостей, в т. ч. [3]:

- навигация в космосе;
- авианавигация;
- морская навигация;
- транспортная наземная навигация;

 изучение путей миграции животных и другие научные исследования;

• геодезические привязки неподвижных объектов;

 автомобильные автопилоты и автономные роботы;

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2021

• пешеходная навигация в городах и на маршрутах пересеченной местности;

• операции спасения терпящих бедствие.

С каждым годом растут требования к эксплуатационным характеристикам глобальных навигационных спутниковых систем (ГНСС). Например, автономные транспортные средства нуждаются в дециметровой точности навигации, организациям, осуществляющим поиск подавших сигнал бедствия, требуется сужение зоны поисковых действий до 1 км², Международная организация гражданской авиации (ИКАО) требует информирования самолетов о целостности навигационного поля не более чем за 6 секунд с момента обнаружения ошибки (в будущем - 3 секунды), гражданским навигационным приложениям необходима высокая скорость определения текущих навигационных параметров. Умные технологии в скором времени потребуют санти-

[☑] leonidovnv@iss-reshetnev.ru

Автономные алгоритмы контроля целостности навигационного поля

метровых точностей, получаемых в априорном режиме.

1. Принципы спутниковой навигации

Все точностные характеристики взаимоувязаны возможными ошибками навигационного поля, передаваемого неисправным навигационным космическим аппаратом (НКА) [4]. Данный случай представлен на рис. 1.



Рис. 1. Ошибка координатно-временного обеспечения одним НКА

Как видно из рис. 1, три из четырех НКА передают корректные навигационные параметры, в то время как один из аппаратов вводит пользователя в заблуждение. Для того чтобы обнаружить данный вид ошибки, вводят ограничение допустимой точности. Для системы ГЛОНАСС на сегодняшний день используется геометрический параметр PDOP, значение которого должно быть менее 6. Однако, для того чтобы навигационное решение сошлось, требуется минимум 4 рабочих НКА [5].

В процессе решения навигационных задач определяются по существу точки некоторого мерного пространства: трехмерного в случае, когда определяются только координаты, четырехмерного при определении пространственно-временного положения объекта, шестимерного при нахождении полного вектора состояния объекта или параметров движения самих НКА, восьмимерного при оценке дополнительных параметров.

Искомая точка находится, если число измерений n не меньше мерности пространства m. Группа измерений при n < m дает информацию лишь о каких-то подпространствах возможного расположения искомой точки [6, С. 38].

Дальности соответствует поверхность положения в виде сферы как геометрического места точек, равноудаленных от данной точки. Относительно каждого НКА можно построить семейство поверхностей положения в виде совокупности концентрических сфер, соответствующих различным расстояниям до потребителей [6, С. 39]. Упрощенная схема данной концепции показана на рис. 2.



Рис. 2. Плоская проекция поверхностей положения для одного потребителя

На рис. 2 черными точками обозначены проекции линий положения, формируемых в местах пересечения сфер положения. Так, если бы один из трех аппаратов «выпал» из схемы, решение навигационной задачи стало бы неоднозначным [3; 5].

2. Контроль целостности навигационного поля

Для исключения нахождения ошибочного решения ведется непрерывный мониторинг навигационного поля, создаваемого ГНСС ГЛОНАСС. Свойство навигационной спутниковой системы обнаруживать непригодный для навигации НКА и извещать потребителя в рамках заданного времени называется целостностью [7].

Мониторинг целостности системы могут осуществлять ее различные сегменты:

• наземный комплекс управления;

• контрольно-корректирующие станции при использовании дифференциального режима (GBAS, SBAS);

• самодиагностика НКА на предмет пригодности излучаемого сигнала;

• диагностика НКА космическим сегментом системы;

• автономный мониторинг целостности.

Автономный мониторинг целостности – это технологии, разработанные для оценки целостности сигналов ГНСС в системе приемника.

На данный момент информационная недостаточность в навигационном комплексе решается с применением специальных алгоритмов или их сочетания. Первый из них называется RAIM (Receiver Autonomous Integrity Monitoring), а второй AAIM (Airborne Autonomous Integrity Monitoring) [8].



3. RAIM-алгоритмы

В литературе [1; 2; 8] описано множество различных схем построения RAIM-алгоритмов, основанных на принципе, суть которого заключается в непрерывной вероятностной проверке, в основу которой положена измерительная избыточность. При этом решаются две задачи: обнаружение отказа и исключение из навигационного решения данных от НКА с аномальным измерением. Обычно достаточно 5 видимых потребителем НКА для автономного обнаружения нарушения целостности навигационного поля, 6 – для выявления источника распространения недостоверного сигнала, 7 – для сохранения автономного контроля целостности после исключения НКА, вводящего в заблуждение, и снижения вероятности получения ошибки до минимума. Блок-схема алгоритма представлена на рис. 3.



Рис. 3. Общий принцип работы RAIM-алгоритмов

4. ААІМ-алгоритмы

Другим способом контроля целостности информации, получаемой от спутниковой навигационной системы, является сравнение этой информации с навигационной информацией, получаемой от других навигационных систем. Называется этот алгоритм ААІМ. Этот способ имеет только одно преимущество по сравнению с RAIM – нет необходимости обрабатывать сигналы от одного дополнительного спутника, что позволяет продолжать навигационные определения с гарантией их достоверности при видимости только четырех спутников [8].

Данный метод позволяет находить достоверные навигационные решения, однако не дает возможности выяснить, какой именно НКА вносит ошибку. В случае превышения допустимого порога отклонений данный алгоритм исключает измерительные данные от всей ГНСС. Такой метод подходит для потребителей навигационного сигнала, имеющих приемник, работающий одновременно с нескольким ГНСС, и не применим для внутренних служб контроля и мониторинга определенной системы ГНСС.

Необходимым условием использования алгоритма AAIM является навигационная аппаратура потребителя, работающая как минимум с двумя ГНСС в данный момент времени. При исключении одной из двух ГНСС контроль целостности последней этим методом становится невозможным, т. к. пропадает возможность сравнения.

Главным пользователем алгоритмов автономного контроля целостности является авиация. Организаторы воздушных перевозок используют сервисы, позволяющие прогнозировать количество видимых НКА в определенные моменты времени, которые они считают критичными. Так, сервис «Комплексная автоматизированная система сбора и доведения информации о состоянии ГНСС до авиационных пользователей (КАС СиДИМ)» позволяет спрогнозировать возможность использования RAIM-алгоритмов при взлете, в момент посадки и на протяжении всего маршрута. Есть возможность выбора ГНСС или их комбинации (с ориентацией на ААІМ) [9]. Окно сервиса для прогнозирования RAIM-информации представлено на рис. 4.



Рис. 4. Окно сервиса для прогнозирования RAIMинформации при авиаперелетах

5. ARAIM-алгоритмы

Важными показателями математического аппарата автономных алгоритмов контроля целостности являются URA, $P_{\rm sat}$ и $P_{\rm const}$.

URA (User Range Accuracy) / SISA (Signal-in-Space Accuracy).

URA/SISA – это стандартное отклонение Гауссовой ошибки распределения, которая ограничивает распространение дальномерной части ошибки сигнала в пространстве при отсутствии сбойного состояния и используется для оценки доступности функции контроля целостности.

Probability of Satellite Fault (P_{sat})

 $P_{\rm sat}$ описывает вероятность того, что ожидаемое распределение ошибок спутника выйдет за пределы доверительного интервала. Вероятность данного вида сбоя применима к конкретному НКА и описывает сбои, которые возникают неожиданно.

Probability of Constellation Fault (P_{const})

 $P_{\rm const}$ — это вероятность того, что на множестве спутников созвездия возникнет одновременный отказ по общей причине [1].

Более продвинутым вариантом выше перечисленных технологий ARAIM является (Advanced Receiver Autonomous Integrity Monitoring). Advanced RAIM (рис. 5) – наиболее объективный и совершенный из представленных алгоритмов автономного контроля целостности навигационного поля. Данный метод сочетает в себе технологии RAIM и AAIM. По сути, это алгоритм RAIM, расширенный до нескольких созвездий, работающих независимо друг от друга. Согласно документам, представленным на совещании в ИКАО в 2019 году, в ARAIM в ближайшее время будут гибко интегрированы показания датчиков самолета, в совокупности называющиеся «критичностью» [10].

Advanced RAIM для поддержания горизонтальной + вертикальной глобальной навигации



Рис. 5. Принцип работы технологии ARAIM

Технология AAIM позволяет обходиться минимально двумя навигационными созвездиями, в которых наблюдается не менее 4 КА для поддержания контроля целостности. На сегодняшний день такие ограничения не являются значимыми для гражданских потребителей в мирное время.

Однако военные потребители Российской Федерации при использовании спутниковой навигации могут полагаться только на навигационное поле системы ГЛОНАСС. Для осуществления автономного контроля целостности придется использовать RAIM-алгоритмы.

Чтобы предусмотреть возможное событие отказа одного из аппаратов во время оценки целостности принимается необходимым количество аппаратов равное семи. В зависимости от геометрии спутников при угле места 5° в зоне видимости одновременно находятся 6÷12 НКА действующей системы ГЛОНАСС. Для решения задачи моделирования перспективной системы с взглядом в будущее принято, что количество видимых НКА:

• при угле места 25° с вероятностью 0,95 должно быть не менее 5;

• при угле места 15° с вероятностью 0,95 должно быть не менее 6;

• при угле места 5° с вероятностью 0,95 должно быть не менее 7.

Результаты моделирования с вероятностью 0,95 по текущей группировке ГЛОНАСС сведены в табл. 1.

Таблица 1

Видимость штатной орбитальной группировки ГЛОНАСС

Угол места	$\alpha = 5^{\circ}$	$\alpha = 15^{\circ}$	$\alpha = 25^{\circ}$
Минимальное коли- чество видимых НКА	6	4	3

Для удовлетворения сформулированного выше условия о количестве видимых НКА необходимо увеличить их количество на:

- 1 для угла места 5°;
- 2 для угла места 15°;
- 2 для угла места 25° [11, С. 58].

Решить данную задачу возможно различными способами:

• размещением геостационарного дополнения над территорией Российской Федерации;

• построением высокоэллиптического дополнения;

• расширением штатной орбитальной группировки;

• построением низкоорбитального дополнения.

В случае размещения КА на геостационарной орбите и построения высокоэллиптического дополнения произойдет значительное повышение тактико-технических характеристик системы, с возможностью закладки поправок на КА среднеорбитального сегмента и передачи сообщений, однако лишь регионально – преимущественно над территорией Российской Федерации, чтобы учесть национальные интересы [12].

6. Низкоорбитальное дополнение

Наибольший интерес для изучения представляет вариант с построением низкоорбитального дополнения. Этому способствуют назревшие предпосылки:



• развитие компьютерного моделирования, которое позволяет рассматривать сложные структуры орбитального сегмента;

 требование заказчиков о переходе на отечественную электронно-компонентную базу;

 необходимость высоких темпов обновления системы и космического сегмента в частности (вместе с предыдущим пунктом эта предпосылка подразумевает низкий срок активного существования порядка 3–5 лет);

• необходимость стремительного роста эксплуатационных характеристик системы ГЛОНАСС на глобальной территории;

• развитие сегмента потребителей навигационных сигналов и, как следствие, рост количества услуг, предоставляемых глобальными спутниковыми навигационными системами, включая сервисы высокоточной навигации в реальном времени; поиск нестандартных решений по снижению конечной стоимости производства и эксплуатации системы ГЛОНАСС;

• стремительное развитие композиционных материалов, позволяющих конструировать легкие и прочные конструкции КА с нестандартной конфигурацией;

• стремление мирового спутникостроительного сообщества к широкому внедрению малых КА.

Моделирование средних характеристик объединенного штатного созвездия ГЛОНАСС с низкоорбитальным дополнением показало наименее затратные варианты, при которых глобальная навигация с использованием RAIM-алгоритмов остается возможной с вероятностью 0,95 на высоких углах места. Результаты моделирования представлены в табл. 2.

Таблица 2

	Высота 1000 км		Высота 2000 км вариант 1		Высота 2000 км вариант 2				
				Угол видимости					
	$\alpha = 5^{\circ}$	$\alpha = 15^{\circ}$	$\alpha = 25^{\circ}$	$\alpha = 5^{\circ}$	$\alpha = 5^{\circ}$ $\alpha = 15^{\circ}$ $\alpha = 25^{\circ}$			$\alpha = 15^{\circ}$	$\alpha = 25^{\circ}$
Видимость, КА	11	7	5	10	7	5	10	7	5
PDOP _{cp.}	1,317	2,084	3,371	1,444	2,217	3,393	1,430	2,170	3,365
N _{MKA}	161			63		60			
$N_{\Pi\Pi}$	7		7		5				
i	90°								

Результаты моделирования низкоорбитального дополнения

Заключение

Построение низкоорбитального дополнения к системе ГЛОНАСС способно решить задачу автономного контроля целостности навигационного поля, усилив при этом контроль целостности непосредственно самой системой (с помощью применения RAIM-алгоритмов на низкоорбитальных НКА). Информация целостности в сигнале сразу излучается с каждого спутника на подспутниковую область и по экспертным оценкам доступна потребителю с задержкой около 3 секунд, что позволяет выполнить требования ИКАО об информировании в течение 6 секунд.

Данное решение является перспективным с точки зрения развития космического сегмента и возможности расширения предоставляемых услуг. Оно требует детального исследования, в первую очередь по эксплуатационным, финансовым и производственным параметрам.

Список литературы

- [1] Рабочая группа С: ARAIM Техническая подгруппа Промежуточный вопрос Доклада 1.0 / EU-U.S. Кооперация по спутниковой навигации. 2014. 76 с.
- [2] Фернандез Г., Перикачо Д. Г., Джаники К. Комплект для демонстрации алгоритма ARAIM от начала до конца: материалы Европейской навигационной конференции (ENC 2020) / Deutsche Gesellschaft für Ortung und Navigation (DGON), German Institute of Navigation. Германия, Дрезден. 2020. 10 с.
- [3] Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие ; Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.
- [4] Разработка, производство, испытания и эксплуатация космических аппаратов и систем: материалы науч.техн. конф. молодых специалистов / ОАО «Информ. спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнева». Железногорск. 2011. 435 с.

48

- [5] Харисов В. Н., Перов А. И., Болдин В. А. ГЛОНАСС. Принципы построения и функционирования. М. : Радиотехника, 2010. 800 с.
- [6] Сетевые спутниковые радионавигационные системы / В. С. Шебшаевич, П. П. Дмитриев, Н. В. Иванцевич [и др.]; под ред. В. С. Шебшаевича. 2-е изд., перераб. и доп. М. : Радио и связь, 1993. 408 с.
- [7] ГОСТ Р 52928-2010. Система спутниковая навигационная глобальная. Термины и определения. М. : Стандартинформ, 2018.
- [8] Комраков Д. В. Контроль целостности навигационной информации в глобальных навигационных спутниковых системах [Электронный ресурс]. URL: tstu.ru/book/elib/pdf/stmu/2014/67.pdf/ (дата обращения 22.10.2020).
- [9] Комплексная автоматизированная система сбора и доведения информации о состоянии ГНСС до авиационных пользователей (КАС СиДИМ). RAIM. [Электронный pecypc]. URL: spectr.gkovd.su/raim (дата обращения 25.02.2021).
- [10] Ревнивых С. Г., Косенко В. Е., Шилко И. И. СЧ НИР «Лидер-СВ». Реализация мероприятий по обеспечению совместимости и взаимодополняемости ГНСС в части космических комплексов: отчет о мероприятиях. АО «ИСС», 2020. 130 с.
- [11] Леонидов Н. В. Исследование и разработка перспективных направлений развития орбитальной группировки ГЛОНАСС с использованием новых сигналов CDMA : дисс. ... магистра: 24.04.01. Санкт-Петербург, БГТУ, 2020, 120 с.
- [12] Камнев Е. Ф., Аболиц А. И., Акимов А. А., Белов А. С., Бобков В. Ю., Пелехатый М. И. Системы спутниковой связи с эллиптическими орбитами, разнесением ветвей и адаптивной обработкой. М. : Глобсатком, 2009. 724 с.

AUTONOMOUS ALGORITHMS FOR MONITORING THE INTEGRITY OF THE NAVIGATION FIELD IN RELATION TO GNSS GLONASS

N. V. Leonidov

JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems», Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Krasnovarsk, Russian Federation

The purpose of this article is to analyze the existing algorithms of autonomous control of the integrity of the navigation field of the GLONASS system. The analysis is based on domestic materials and official foreign applications. At the beginning of the article, the concept of the integrity of the global navigation satellite system is given in the form in which it is used in International Civil Aviation Organization and among the developers of such systems. The differences between the common types of control of the integrity of the navigation field are shown. The modeling of individual operational characteristics, including the average geometric factor, visibility, and accessibility for different angles of the site, is carried out. The main solutions to the problem of reduced tactical and technical characteristics of the system are compared. The existing prerequisites for the improvement of the GLONASS system and for the use of small navigation spacecraft to eliminate the gap between GLONASS and competing global navigation satellite systems are listed. As a result, a variant of improving the circumstances for the application of these algorithms in unfavorable conditions in relation to the GLONASS system is proposed. It is shown that the low-orbit addition to the GLONASS system can significantly improve the tactical and technical characteristics of the complex as a whole and provide higher reliability of the system as a whole due to the operational maintenance of the integrity of the navigation field.

Keywords: GLONASS, autonomous integrity monitoring, small spacecraft, probability of failure, positioning accuracy.

References

 Working Group C: ARAIM Technical Subgroup – Interim report Issue 1.0 / EU-U.S. Cooperation on Satellite Navigation, 2014, 76 p.



- [2] Fernández G., Pericacho J. G., Janicki K. End-to-End ARAIM demonstrator: magicARAIM suite: materials of European Navigation Conference (ENC 2020) / Deutsche Gesellschaft f
 ür Ortung und Navigation (DGON), German Institute of Navigation. Germany, Dresden, 2020, 10 p.
- [3] Chebotarev V. E., Kosenko V. E. Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibSAU, 2011, 488 p. (In Russian)
- [4] Development, production, testing and operation of spacecraft and systems: materials of scient.-tech. conf.of young specialists / JSC «Information satellite systems» named after acad. M. F. Reshetnev», Zheleznogorsk, 2011, 435 p.
- [5] Kharisov V. N., Perov A. I., Boldin V. A. *GLONASS. Printsipy postroeniya i funktsionirovaniya* [GLONASS. Construction principles and operation]. Moscow, Radiotekhnika Publ., 2010, 800 p. (In Russian)
- [6] Shebshaevich V. S., Dmitriev P. P., Ivantsevich N. V., Kalugin A. V., Kovalevsky E. G., Kudryavtsev I. V., Kutikov V. Yu., Molchanov Yu. B., Maksyutenko Yu. A. *Setevye sputnikovye radionavigacionnye sistemy* [Network satellite radio navigation systems]. Moscow, Radio i svyaz' Publ., 1993, 408 p. (In Russian)
- [7] State standard GOST R 52928-2010. Global navigation satellite system. Terms and definitions. Moscow, Standartinform, 2018. (In Russian)
- [8] Komrakov D. V. Kontrol' celostnosti navigacionnoj informacii v global'nyh navigacionnyh sputnikovyh sistemah [Monitoring the integrity of navigation information in global navigation satellite systems]. Available at: tstu.ru/book/ elib/pdf/stmu/2014/67.pdf/ (accessed 22.10.2020). (In Russian)
- [9] Kompleksnaya avtomatizirovannaya sistema sbora i dovedeniya informacii o sostoyanii GNSS do aviacionnyh pol'zovatelej (KAS SiDIM). RAIM [Integrated automated system of gaining and providing the information about the state of GNSS for the aircraft users (KAS SiDIM). RAIM]. Available at: spectr.gkovd.su/raim (accessed 25.02.2021). (In Russian)
- [10] Revnivy'x S. G., Kosenko V. E., Shilko I. I. SCH NIR «Lider-SV». Realizaciya meropriyatij po obespecheniyu sovmestimosti i vzaimodopolnyaemosti GNSS v chasti kosmicheskih kompleksov [Part of the research work «Leader-SV». Implementation of measures to ensure the compatibility and interoperability of GNSS in the part of space systems: report on activities]. JSC «ISS», 2020, 130 p. (In Russian)
- [11] Leonidov N. V. Issledovanie i razrabotka perspektivnyh napravlenij razvitiya orbital'noj gruppirovki GLONASS s ispol'zovaniem novyh signalov CDMA [Research and development of promising directions for the development of the GLONASS orbital constellation using new CDMA signals]. Master's thesis, BSTU, Saint-Petersburg, 2020, 120 p. (In Russian)
- [12] Kamnev E. F., Abolits A. I., Akimov A. A., Belov A. S., Bobkov V. Yu., Pelekhatyy M. I. *Sistemy sputnikovoj svyazi s ellipticheskimi orbitami, razneseniem vetvej i adaptivnoj obrabotkoj* [Satellite communication systems with elliptical orbits, branch spacing and adaptive processing]. Moscow, Globsatkom, 2009, 724 p. (In Russian)

Сведения об авторах

Леонидов Николай Владимирович – инженер АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва», аспирант Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва, окончил магистратуру БГТУ «Военмех» в 2020 году. Область научных интересов: проектирование подсистемы роевой группировки из малых КА в качестве орбитального дополнения к системе ГЛОНАСС. ORCID: 0000-0003-1440-7664

50

УДК 629.78 DOI 10.26732/j.st.2021.1.06

ИССЛЕДОВАНИЕ ДИАПАЗОНОВ ЭФФЕКТИВНОГО ПРИМЕНЕНИЯ УНИФИЦИРОВАННЫХ КОСМИЧЕСКИХ ПЛАТФОРМ ДЛЯ ГЕОСТАЦИОНАРНЫХ СПУТНИКОВ СВЯЗИ

В. Е. Чеботарев, И. И. Зимин²², А. А. Внуков

АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва», г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

Сформулирована актуальная проблема выбора типоразмера унифицированной космической платформы разработки акционерного общества «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва» для геостационарных спутников связи. Ранее задача оценки эффективности использования разработанных унифицированных платформ для создания нового космического аппарата решалась в большей степени эмпирическим путем, путем обобщения задела по существующим разработкам и оценке возможности и целесообразности применения имеющегося задела в перспективе (преемственность развития). Однако методической основы решения такого рода задачи до сих пор разработано не было. В рамках исследования была разработана модель оценки эффективности космического аппарата на базе унифицированной космической платформы. Разработана методика оценки эффективности применения унифицированных космических платформ, обладающих избыточным ресурсом (по массе и энергопотреблению) для полезной нагрузки и методика оценки эффективности применения модернизированной унифицированной космической платформы, позволяющей обеспечить увеличенные потребности в ресурсах (по массе и энергопотреблению) для полезной нагрузки. С помощью разработанных методик проведены оценки диапазона эффективного применения унифицированной космической платформы для геостационарных спутников связи разработки АО «ИСС», как без доработки, так и с необходимой модернизацией под конкретный проект (полезную нагрузку).

Ключевые слова: геостационарный спутник связи, космический аппарат, космическая платформа, полезная нагрузка, показатель эффективности, методика оценки эффективности.

Введение

В современном мире, где многие ведущие спутникостроительные фирмы предлагают схожую по основным техническим и эксплуатационным характеристикам продукцию, на первое место в конкурсе за контракт выходят проекты, обладающие лучшими показателями эффективности, а также меньшей длительностью реализации проекта. Особенно данная тенденция справедлива для коммерческих космических аппаратов (КА) связи [1–3].

КА, как правило, создаются с использованием принципа модульности построения, при котором модуль полезной нагрузки (МПН) размещается на космическую платформу (КП) [1; 4–9]. Модульное построение КА позволяет проводить автономное изготовление и испытание МПН параллельно с изготовлением и испытанием КП, что значительно сокращает общее время создания КА. Кроме того, использование унифицированной космической платформы (УКП) для различного типа МПН снижает затраты на разработку КА.

Одним из эффективных механизмов ускоренной реализации КА модульного построения является использование принципа, при котором МПН – это новый модуль, который размещается на УКП. В этом случае возникает актуальная проблема выбора типоразмера УКП, оценки эффективности ее использования с учетом необходимости ее модернизации под конкретный проект.

В статье описана методика оценки диапазона эффективного применения УКП как без

[🖂] i.zimin@iss-reshetnev.ru

[©] Ассоциация «ТП «НИСС», 2021



доработки, так и с модернизацией, а также приведены результаты исследования диапазона эффективного применения существующей УКП разработки АО «ИСС» для геостационарного спутника связи.

1. Проектная модель оценки эффективности КА с УКП

Для обобщенного анализа бюджеты ресурсов (массы и энергопотребления) КА модульного построения представим в следующем виде [1–4]:

$$M_{\rm KA} = M_{\rm TH} + M_{\rm VKT}, \ W_{\rm KA} = W_{\rm TH} + W_{\rm VKT}, \ (1)$$

где $M_{\rm KA}$ и $W_{\rm KA}$ – масса и энергопотребление КА; $M_{\Pi\rm H}$ и $W_{\Pi\rm H}$ – масса и энергопотребление МПН; $M_{\rm УК\Pi}$ и $W_{\rm УК\Pi}$ – масса и энергопотребление УКП.

При параметрическом анализе возможности размещения новой полезной нагрузки на УКП реализуется принцип максимального удовлетворения потребностей полезной нагрузки в ресурсах КА в виде обобщенной массы полезной нагрузки $M_{\Pi H.o.6}$. [1–4]:

$$M_{\Pi \text{H.of.}} = M_{\Pi \text{H}} + K_W \cdot W_{\Pi \text{H}} = M_{\Pi \text{H}} \cdot \alpha_{\Pi \text{H}},$$

$$\alpha_{\Pi \text{H}} = 1 + K_W \cdot \frac{W_{\Pi \text{H}}}{M_{\Pi \text{H}}},$$
(2)

где K_W – средний коэффициент парциальных затрат массы КА на генерирование электроэнергии и сброса тепла, кг/Вт; $\alpha_{\Pi H}$ – коэффициент парциальных затрат ресурсов на обеспечение потребностей полезной нагрузки.

В этом случае обобщенная масса полезной нагрузки $M_{\Pi H.o6.}$ может использоваться для формирования показателя целевой эффективности КА. Одновременно, при сравнительном анализе, может быть использован удельный обобщенный коэффициент парциальных затрат ресурсов КА на решение целевой задачи [1; 3; 10]:

$$K_{\Pi H} = \frac{M_{\Pi H.o6.}}{M_{KA}} = \alpha_M \cdot \alpha_{\Pi H}, \qquad (3)$$

где $\alpha_M = \frac{M_{\Pi H}}{M_{KA}}$ – коэффициент затрат массы КА на полезную нагрузку.

Затраты на проведение опытно-конструкторских работ по разработке КА согласно проектным методикам [1] в первом приближении считаются пропорциональными затратам на изготовление КА ($C_{\rm изг}$):

$$C_{\rm OKP} = K_{\rm OKP} \cdot C_{_{\rm H3F}}.$$
 (4)

Значение коэффициента $K_{\rm OKP}$ определяется новизной разрабатываемого КА и его составных частей, объемом наземной экспериментальной отработки КА и его составных частей (полезной нагрузки, космической платформы).

Затраты на изготовление КА, как совокупность затрат на изготовление его составных ча-

стей и их интеграцию в составе КА, зависят от его целевой эффективности, надежности, массы, энергопотребления и т. д. Учитывая тот факт, что масса КА ограничена энергетическими возможностями ракеты-носителя и полностью используется для реализации целевых задач с заданной эффективностью и надежностью, при проектных исследованиях ее используют в качестве эквивалента стоимости изготовления КА [1; 3]:

$$C_{\rm M3F} = C_{\rm yd,M} \cdot M_{\rm KA}.$$
 (5)

Значение удельного показателя С_{уд.и} определяется на основании обработки статистических данных по КА – аналогам.

В результате получим функциональную зависимость стоимости затрат на проведение опытно-конструкторских работ от массы КА:

$$C_{\text{OKP}} = K_{\text{OKP}} \cdot C_{\text{VZ.H}} \cdot M_{\text{KA}}.$$
 (6)

Полученная система уравнений позволяет сформировать однокритериальную целевую функцию скалярного вида \mathcal{P}_{KA} , определяемую как отношение показателя целевой эффективности ($M_{\Pi H.of.}$) к показателю финансовых затрат на создание КА (C_{OKP}):

$$\Theta_{\rm KA} = \frac{M_{\rm \Pi H.o6.}}{C_{\rm OKP}} = \frac{M_{\rm \Pi H.o6.}}{K_{\rm OKP} \cdot C_{\rm VILH} \cdot M_{\rm KA}}.$$
 (7)

С использованием предложенной проектной модели КА и выбранной однокритериальной целевой функции разработаны методики и проведена оценка диапазонов эффективного применения базовой УКП для двух вариантов МПН:

• потребности МПН в ресурсах удовлетворяются УКП с избытком (УКП-ИР);

• для удовлетворения потребностей МПН в ресурсах требуется доработка УКП (УКП-М).

В качестве базового КА разработки АО «ИСС» для размещения новой полезной нагрузки рассмотрен геостационарный спутник коммерческой связи, использующий УКП «Экспресс-1000» (табл. 1):

Таблица 1

Технические характеристики базового КА

№ п/п	Характеристика	Значение	
1	Тип УКП		Э-1000
2	Масса базового КА, кг	$M_{\rm KA}^{\rm G}$	2771
3	Максимальная масса ПН, кг	$M^{\mathrm{d}}_{\mathrm{\Pi\mathrm{H}}}$	1221
4	Максимальное энергопо- требление ПН, Вт	$W^{\mathrm{d}}_{\mathrm{\Pi\mathrm{H}}}$	3300
5	Коэффициент энергетиче- ской эффективности, кг/Вт	K_W^{6}	0,073

В. Е. Чеботарев, И. И. Зимин, А. А. Внуков

Исследование диапазонов эффективного применения унифицированных космических платформ

6	Обобщенная масса ПН	$M^{\mathrm{d}}_{\mathrm{\Pi H.od.}}$	1462
7	Коэффициент обобщенной полезной нагрузки	$K_{\Pi H}^{\delta}$	0,527
8	Коэффициент затрат массы КА на ПН	$\alpha^{\mathfrak{6}}_{M}$	0,441
9	Коэффициент парциальных затрат массы на энергообе- спечение ПН	$\alpha_{\Pi H}^{\delta}$	1,197

Продолжение таблицы 1

2. Методика оценки диапазона эффективного применения УКП-ИР

При проектировании нового КА на основе УКП-ИР, удовлетворяющей потребности новой МПН с избытком в ресурсах по массе и энергопотреблению, используются следующие уравнения для определения бюджета ресурсов КА (индекс «б» относится к базовому КА, а индекс «н» к новому КА):

$$M_{\rm KA}^{\rm 6} = M_{\rm \Pi H}^{\rm 6} + M_{\rm YK\Pi}^{\rm 6}, \ M_{\rm KA}^{\rm up} = M_{\rm \Pi H}^{\rm up} + M_{\rm YK\Pi}^{\rm 6}, \ (8)$$

$$K_{\rm Hb}^{\rm up} = \frac{M_{\rm KA}^{\rm up}}{M_{\rm KA}^{\rm 6}} = 1 - \alpha_{\rm M}^{\rm 6} \left(1 - \frac{M_{\rm \Pi H}^{\rm up}}{M_{\rm \Pi H}^{\rm 6}} \right) \le 1, \qquad (9)$$

$$M_{\Pi \mathrm{H}}^{\mathrm{up}} \leq M_{\Pi \mathrm{H}}^{\mathrm{d}}, \ W_{\Pi \mathrm{H}}^{\mathrm{up}} \leq W_{\Pi \mathrm{H}}^{\mathrm{d}}, \ M_{\mathrm{KA}}^{\mathrm{up}} \leq M_{\mathrm{KA}}^{\mathrm{d}}.$$

Применение УКП базового КА с избыточным ресурсом для ПН создает предпосылки для ускоренного создания КА с новой ПН, снижает финансовые затраты на его разработку, однако, одновременно снижает целевую эффективность КА (\Im_{KA}) [1; 3].

Для оценки допустимого диапазона эффективного применения УКП-ИР для нового КА введем относительный (безразмерный) критерий (полагая одинаковым значения $C_{\text{уд. и}}$):

$$\delta \mathcal{P}_{\mu p} = \frac{\mathcal{P}_{KA}^{\mu}}{\mathcal{P}_{KA}^{\delta}} = \frac{M_{\Pi H.o6}^{\mu p} \cdot M_{KA}^{\delta} \cdot K_{O KP}^{\delta}}{M_{\Pi H.o6}^{\delta} \cdot M_{KA}^{\mu p} \cdot K_{O KP}^{\mu p}} \ge 1.$$
(10)

Решая совместно уравнения (2), (9) и (10), получим соотношение между экономическими и техническими показателями, обеспечивающими оценку диапазона эффективного применения УКП-ИР:

$$K_{\mathfrak{B}}^{\mathfrak{up}} = \frac{M_{\Pi \mathfrak{H}}^{\mathfrak{up}}}{M_{\Pi \mathfrak{H}}^{6}} \cdot \frac{\alpha_{\Pi \mathfrak{H}}^{\mathfrak{up}}}{\alpha_{\Pi \mathfrak{H}}^{6}} \cdot \frac{1}{K_{\mathrm{Hb}}^{\mathfrak{up}}} \ge \frac{K_{\mathrm{OKP}}^{\mathfrak{up}}}{K_{\mathrm{OKP}}^{6}}.$$
 (11)

Результаты параметрических исследований с использованием предлагаемой методики по оценке диапазона эффективного применения УКП-ИР геостационарного спутника связи разработки АО «ИСС» для размещения нового МПН приведены ниже. Используя данные по базовому КА (α_M^6) и полагая $\alpha_{\Pi\Pi}^{np} = \alpha_{\Pi\Pi}^6$, проведем оценку зависимостей между экономическими и техническими показателями, заданных уравнением (11). Результаты оценки диапазона эффективного применения УКП-ИР базового КА для размещения нового МПН приведены в табл. 2 и на рис. 1.

Таблица 2

Диапазон эффективного применения УКП-ИР

$\frac{M^{\rm up}_{\rm \Pi \rm H}}{M^{\rm d}_{\rm \Pi \rm H}}$	0,5	0,6	0,7	0,8	0,9	1,0	
K_{\Im}^{up}	0,641	0,729	0,807	0,877	0,942	1,0	
$K_{{}_{\mathrm{H}\!$	0,78	0,824	0,868	0,912	0,956	1,0	



На рис. 1 выделена зона значений $K_{\Im}^{\mu p} \ge \frac{K_{OKP}^{\mu p}}{K_{OKP}^{6}}$, при которых допустимо применение УКП-ИР для заданных значений $\frac{M_{\Pi H}^{\mu}}{M_{\Pi H}^{6}}$ (1*a*) и $K_{\mu \delta}^{\mu p}$ (1*б*). Таким

образом, создание КА с МПН, потребности которой в ресурсах удовлетворяются УКП с избытком (УКП-ИР), допустимо без снижения критерия эффективности ($\delta \mathcal{P}_{up} \geq 1$) при удовлетворении ограничений $K_{\mathfrak{I}}^{up} \geq \frac{K_{OKP}^{up}}{K_{OKP}^{6}}$.

Таблица 3



3. Методика оценки диапазона эффективного применения УКП-М

При проектировании нового КА на основе УКП, требующей доработки (УКП-М) для удовлетворения потребностей новой МПН в ресурсах (по массе и энергопотреблению), используются следующие уравнения для определения бюджета ресурсов КА (индекс «б» относится к базовому КА, а индекс «н» к новому):

$$M_{\mathrm{KA}}^{\mathrm{m}} = M_{\mathrm{YK\Pi}}^{\mathrm{o}} + M_{\mathrm{\Pi H}}^{\mathrm{m}} + \delta M_{\mathrm{YK\Pi}},$$

$$\delta M_{\mathrm{YK\Pi}} = \alpha_{\mathrm{m}}^{\mathrm{o}} \left(M_{\mathrm{\Pi H}}^{\mathrm{m}} - M_{\mathrm{\Pi H}}^{\mathrm{o}} \right) + K_{W}^{\mathrm{o}} \left(W_{\mathrm{\Pi H}}^{\mathrm{m}} - W_{\mathrm{\Pi H}}^{\mathrm{o}} \right), \qquad (12)$$

где $M_{\Pi H}^{M}$ и $W_{\Pi H}^{M}$ – масса и энергопотребление полезной нагрузки нового КА, $M_{\rm УK\Pi}^{6}$ – масса базовой платформы.

После соответствующих преобразований получим следующее выражение для определения массы нового КА:

$$M_{\rm KA}^{\rm M} = M_{\rm KA}^{\rm 6} - M_{\rm \Pi H}^{\rm 6} + M_{\rm \Pi H}^{\rm M} + \alpha_{\rm M}^{\rm 6} \left(M_{\rm \Pi H}^{\rm M} - M_{\rm \Pi H}^{\rm 6} \right) + K_{W}^{\rm 6} \left(W_{\rm \Pi H}^{\rm M} - W_{\rm \Pi H}^{\rm 6} \right) = M_{\rm KA}^{\rm 6} \cdot K_{\rm H5}^{\rm M},$$

$$K_{\rm H5}^{\rm M} = 1 +$$

$$+ \alpha_{\rm M}^{\rm 6} \left[\left(1 + \alpha_{\rm M}^{\rm 6} \right) \left(\frac{M_{\rm \Pi H}^{\rm M}}{M_{\rm \Pi H}^{\rm 6}} - 1 \right) + \left(\alpha_{\rm \Pi H}^{\rm 6} - 1 \right) \left(\frac{W_{\rm \Pi H}^{\rm M}}{W_{\rm \Pi H}^{\rm 6}} - 1 \right) \right].$$
(13)

Для оценки допустимого диапазона эффективного применения УКП-М для нового КА введем относительный (безразмерный) критерий (полагая одинаковым значения $C_{yд.u}$):

$$\delta \mathcal{P}_{M} = \frac{\mathcal{P}_{KA}^{H}}{\mathcal{P}_{KA}^{\delta}} = \frac{\mathcal{M}_{\Pi H.o6}^{M} \cdot \mathcal{M}_{KA}^{\delta} \cdot K_{OKP}^{\delta}}{\mathcal{M}_{\Pi H.o6}^{\delta} \cdot \mathcal{M}_{KA}^{M} \cdot K_{OKP}^{M}}.$$
 (14)

Решая совместно уравнения (2), (10) и (13), получим соотношение между экономическими и техническими показателями, обеспечивающими оценку диапазона эффективного применения УКП-М:

$$K_{\Im}^{\mathrm{M}} = \frac{M_{\Pi\mathrm{H}}^{\mathrm{M}}}{M_{\Pi\mathrm{H}}^{\mathrm{6}}} \cdot \frac{\alpha_{\Pi\mathrm{H}}^{\mathrm{M}}}{\alpha_{\Pi\mathrm{H}}^{\mathrm{6}}} \cdot \frac{1}{K_{\mathrm{H6}}^{\mathrm{M}}} \ge \frac{K_{\mathrm{OKP}}^{\mathrm{M}}}{K_{\mathrm{OKP}}^{\mathrm{6}}}.$$
 (15)

Используя данные по базовому КА ($\alpha_{\rm M}^6 = 0,441$) и полагая $\alpha_{\Pi \rm H}^{\rm M} = \alpha_{\Pi \rm H}^6 = 1,197$, определим соотношение между экономическими и техническими показателями, обеспечивающими оценку диапазона эффективного применения УКП-М согласно формуле (15).

Результаты оценки диапазона эффективного применения УКП-М базового КА для размещения нового МПН приведены в табл. 3 и на рис. 2.

Диапазон эффективного применения УКП-М

$\frac{W_{\Pi \mathrm{H}}^{\scriptscriptstyle\mathrm{M}}}{W_{\Pi \mathrm{H}}^{\scriptscriptstyle\mathrm{G}}}$	$\frac{M_{\Pi \rm H}^{\rm M}}{M_{\Pi \rm H}^{\rm 6}}$	1	1,2	1,4	1,6
1	$K_{\rm hd}^{\rm m}$	1	1,127	1,254	1,381
1	$K_{\ni}^{\scriptscriptstyle{\mathrm{M}}}$	1	1,065	1,116	1,158
1.0	$K_{{}_{\mathrm{H}\mathrm{f}}}^{{}_{\mathrm{M}}}$	1,017	1,144	1,271	1,398
1,2	$K_{\mathfrak{Z}}^{\scriptscriptstyle{\mathrm{M}}}$	0,983	1,049	1,101	1,144
1,4	$K_{\rm hd}^{\rm m}$	1,035	1,162	1,289	1,416
	$K_{\mathfrak{Z}}^{\scriptscriptstyle{\mathrm{M}}}$	0,966	1,033	1,086	1,130
1,6	$K_{\rm hd}^{\rm m}$	1,052	1,179	1,306	1,433
	$K_{\mathfrak{Z}}^{\scriptscriptstyle \mathrm{M}}$	0,951	1,018	1,072	1,116



и технических показателей УКП-ИР:

На рис. 2 выделена зона значений $K_{\Im}^{M} \ge \frac{K_{OKP}^{M}}{K_{OKP}^{6}}$, при которых допустимо применение УКП-М для заданных значений $\frac{M_{\Pi H}^{H}}{M_{\Pi H}^{6}}$ (2*a*) и $K_{H\delta}^{M}$ (2*б*).

Исследование диапазонов эффективного применения унифицированных космических платформ

Таким образом, создание КА с МПН, для удовлетворения потребностей которой в ресурсах требуется доработка УКП (УКП-М), допустимо без снижения критерия эффективности ($\delta \mathcal{P}_{\mu p} \geq 1$), при удовлетворении ограничений $K_{\mathcal{P}}^{M} \geq \frac{K_{OKP}^{M}}{K_{OKP}^{6}}$.

Заключение

1. Сформулирована актуальная проблема выбора типоразмера УКП разработки АО «ИСС» для геостационарных спутников связи и разработана проектная модель оценки эффективности КА с УКП. Разработана методика оценки эффективности применения УКП, обладающих избыточным ресурсом (по массе и энергопотреблению) для полезной нагрузки (УКП-ИР).

3. Разработана методика оценки эффективности применения модернизированной УКП, позволяющей обеспечить увеличенные потребности в ресурсах (по массе и энергопотреблению) для полезной нагрузки (УКП-М).

4. С помощью разработанных методик проведены оценки диапазона эффективного применения УКП разработки АО «ИСС», как без доработки (УКП-ИР), так и с модернизацией (УКП-М) для геостационарного спутника связи.

Список литературы

- [1] Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие ; Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.
- [2] Косенко В. Е., Попов В. В., Звонарь В. Д., Чеботарев В. Е. Анализ преемственности развития КА информационного обеспечения / Актуальные вопросы проектирования АКА для фундаментальных и прикладных научных исследований. Химки, ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина». 2017. Вып. 2. С. 132–140.
- [3] Чеботарев В. Е., Зимин И. И. Методика оценки диапазона эффективного применения унифицированных космических платформ // Сибирский журнал науки и технологий. 2018. Т. 19. № 3. С. 532–539.
- [4] Решетнев М. Ф., Ашурков Е. А., Корчагин Е. Н. Развитие космических информационных систем связи, телевещания, навигации, геодезии // Космические вехи: сборник научных трудов, посвященный 50-летию создания ОАО «ИСС» имени академика М.Ф. Решетнева. Красноярск : ИП Суховольская Ю. П., 2009. С. 10–22.
- [5] Технология производства космических аппаратов : учеб. для вузов / Н. А. Тестоедов [и др.] ; Сиб. гос. аэро-космич. ун-т. Красноярск, 2009. 352 с.
- [6] Maini A. K., Agrawal V. Satellite Technology: Principles and Applications. A fohn Wiley and Sons Ltd., 2011. 674 p.
- [7] Разработка систем космических аппаратов / Под ред. П. Фортескью, Г. Суайнерда, Д. Старка ; пер. с англ. М. : Альпина Паблишер, 2015. 766 с.
- [8] Гущин В. Н. Основы устройства космических аппаратов : учеб. для вузов. М. : Машиностроение, 2003. 272 с.
- [9] Туманов А. В., Зеленцов В. В., Щеглов Г. А. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов : учеб. пособие. М. : Изд-во Моск. гос. техн. ун-та им. Н. Э. Баумана, 2010. 136 с.
- [10] Малышев В. В. Методы оптимизации в задачах системного анализа и управления : учеб. пособие. М. : МАИ-Принт, 2010, 440 с.

RESEARCH OF THE RANGES OF EFFECTIVE APPLICATION OF UNIFIED SPACE PLATFORMS FOR GEOSTATIONARY COMMUNICATION SATELLITES

V. E. Chebotarev, I. I. Zimin, A. A. Vnukov

JSC «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems», Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

The topical problem of choosing the standard size of the unified space platform developed by the joint-stock company «Academician M. F. Reshetnev» Information Satellite Systems» for geostationary communication satellites has been formulated. Previously, the task of assessing the effectiveness of using the developed unified platforms for creating a new spacecraft was solved to a greater extent empirically, by generalizing the groundwork for existing developments and assessing the possibility and feasibility of using the existing groundwork in the future (development continuity). However, a methodological basis for solving this kind of problem has not yet been



developed. As part of the study, a model for assessing the efficiency of a spacecraft based on a unified space platform was developed. A method for evaluating the effectiveness of the use of unified space platforms with an excess resource (in terms of mass and energy consumption) for the payload and a method for evaluating the effectiveness of using a modernized unified space platform, which makes it possible to meet increased resource requirements (in terms of weight and energy consumption) for the payload, have been developed. With the help of the developed methods, the assessment of the range of effective use of a unified space platform for geostationary communication satellites developed by JSC ISS was carried out, both without revision and with the necessary modernization for a specific project (payload).

Keywords: geostationary communication satellite, spacecraft, space platform, payload, performance indicator, efficiency assessment method.

References

- [1] Chebotarev V. E., Kosenko V. E. Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibSAU, 2011, 488 p. (In Russian)
- [2] Kosenko V. E., Popov V. V., Zvonar V. D., Chebotarev V. E. Analiz preemstvennosti razvitiya KA informacionnogo obespecheniya [Analysis of development heritage concerning information support spacecraft]. Actual problems of automatic spacecrafts design for fundamental and applied scientific research. Khimki, FSUE «S. A. Lavochkina», 2017, issue 2, pp. 132–140. (In Russian)
- [3] Chebotarev V. E., Zimin I. I. Metodika ocenki diapazona effektivnogo primeneniya unificirovannyh kosmicheskih platform [Assessment methodology of the effective use range of the unified space platforms] // Siberian Journal of Science and Technology, 2018, vol. 19, no. 3, pp. 532–539. (In Russian)
- [4] Reshetnev M. F., Ashurkov E. A., Korchagin E. N. Razvitie kosmicheskih informacionnyh sistem svyazi, televeshchaniya, navigacii, geodezii [Evolution of space informational systems of communication, telecasting, navigation, geodesy]. Kosmicheskie vekhi, 2009, no. 9, pp. 10–22. (In Russian)
- [5] Testoyedov N. A., Mihnev M. M., Miheev A. E. *Tehnologija proizvodstva kosmicheskih apparatov* [Production technology of spacecraft]. Krasnoyarsk, SibSAU Publ., 2009, 352 p. (In Russian)
- [6] Maini A. K., Agrawal V. Satellite Technology: Principles and Applications. A fohn Wiley and Sons Ltd., 2011, 674 p.
 [7] Fortescue P., Swinerd G., Stark D. *Razrabotka system kosmicheskikh apparatov* [Development of spacecraft systems]. Moscow, Alpina Publ., 2015, 766 p. (In Russian)
- [8] Guschin V. N. Osnovy ustroistva kosmicheskikh apparatov [Foundation of satellites structure]. Moscow, Mashinostroenie publ., 2003, 272 p. (In Russian)
- [9] Tumanov A. V., Zelentsov V. V., Scheglov G. A. Osnovy komponovki bortovogo oborudovaniya kosmicheskikh apparatov [Foundation of layout of spacecraft onboard equipment]. Moscow, Bauman Moscow State Technical University, 2010, 136 p. (In Russian)
- [10] Malyshev V. V. *Metody optimizacii v zadachah sistemnogo analiza i upravleniya* [Methods of optimization in system analysis and control problems]. Moscow, MAI print, 2010, 440 p. (In Russian)

Сведения об авторах

Внуков Алексей Анатольевич – начальник группы отдела баллистического и навигационного обеспечения КА АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Закончил Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва в 2006 году. Область научных интересов: проектирование КА, динамика полета КА.

Зимин Иван Иванович – начальник сектора системных анализов и проектирования малых космических аппаратов АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Закончил Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва в 2012 году. Область научных интересов: анализ и синтез сложных технических систем, разработка малых космических аппаратов и космических платформ.

Чеботарев Виктор Евдокимович–доктор технических наук, доцент, ведущий инженер АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Закончил Харьковский государственный университет в 1963 году. Область научных интересов: анализ и синтез сложных технических систем, разработка космических систем и аппаратов информационного обеспечения.

Требования к оформлению статей для опубликования в журнале «Космические аппараты и технологии»

Редакция принимает в журнал статьи, соответствующие следующим темам:

- ◄ ракетно-космическая техника
- новые материалы и технологии в космической технике
- ◄ космическое приборостроение
- ◄ космические услуги
- инновации космической отрасли

Статья должна быть подготовлена в формате «Документ Word 97–2003» и направлена на электронную почту редакции isercit@gmail.com.

Вместе со статьей необходимо предоставить акт экспертного заключения с печатью и заключение комиссии экспортного контроля (КЭК) о возможности опубликования или, в случае отсутствия КЭК в организации, письмо за подписью руководителя организации с печатью, что данные сведения не подлежат экспортному контролю.

После принятия материалов авторам будет выслан лицензионный договор и акт на право использования редакцией научной статьи при размещении в журнале и электронных базах данных.

Подписанный лицензионный договор и акт, а также оригиналы акта экспертного заключения и заключения КЭК должны быть высланы почтой на адрес редакции: 662972, а/я 57, Красноярский край, ЗАТО г. Железногорск. Ассоциация «ТП «НИСС».

При подготовке статьи авторы должны следовать этическим принципам, принятым в научном сообществе и редакцией журнала.

Авторы должны руководствоваться приведенными ниже правилами. Статьи, оформленные без соблюдения этих правил, могут быть возвращены авторам на доработку.

Требования к составу и расположению элементов оформления научной статьи:

- ◄ Индекс УДК располагают отдельной строкой слева.
- На следующей строке размещается заголовок, который центрируют и набирают строчными буквами (как в предложении, начиная с прописной). Шрифт Times New Roman, 14 кегль, начертание полужирное. Перенос слов в заголовке недопустим.
- Под заголовком по центру указываются фамилия и инициалы автора(ов). Шрифт Times New Roman, 14 кегль, по центру, полуторный интервал.
- Под ФИО автора(ов) по центру указываются: полное название учреждения (место работы), в котором выполнена работа (в именительном падеже), затем город (населенный пункт), область (край), страна. Шрифт Times New Roman, 14 кегль, по центру, полуторный интервал.
- ◄ Аннотация к статье. Объем аннотации: 150–180 слов.
- Ключевые слова (4–7 слов или словосочетаний).
- Пристатейный список литературы, оформленный в соответствии с ГОСТ Р 7.05-2008.
 Рекомендуется использование не менее 15 (минимум 10) источников не старше 15 лет.
- Следом необходимо привести заголовок, ФИО автора(ов), организацию, аннотацию, ключевые слова и список литературы на английском языке.
- В конце документа необходимо привести сведения о каждом авторе (должность и место работы, научные степень и звание, что и когда окончил, область научных интересов, идентификатор ORCID).

Требования к представляемому тексту, иллюстрациям и пристатейному списку литературы:

- ◄ Объем статьи, включая иллюстрации и список литературы, 10−20 страниц формата A4 (210 × 297 мм).
- Поля 2,5 см.
- ◄ Шрифт Times New Roman, 14 кегль, полуторный интервал, красная строка 1,27 см.
- Заголовок и аннотация статьи не должны содержать нерасшифрованных сокращений (аббревиатур) и ссылок на литературу.
- При использовании в тексте сокращенных названий необходимо давать их расшифровку, следует ограничиваться общепринятыми сокращениями и избегать новых без достаточных на то оснований.
- Для использования переносов в словах необходимо пользоваться командой «автоматическая расстановка переносов». Для форматирования текста не использовать пробелы (нигде в тексте не должно быть рядом стоящих двух пробелов).
- Для набора сложных математических формул и выражений используется MathType.
 Размер шрифта в формулах установить по умолчанию (12).
- Допускаются рисунки и таблицы без заголовков, подписей и слов «Таблица» и «Рис.» в случае одной таблицы/рисунка. Если имеется несколько рисунков или таблиц, используются слова «Таблица» или «Рис.» с указанием номера таблицы или рисунка. Не рекомендуется загромождать рисунок ненужными деталями: надписи должны быть вынесены в подпись к рисунку, а на рисунке заменены цифрами или буквами. Желательно не перегружать текст графическим материалом. Размер шрифта в таблицах 12 кегль. Межстрочный интервал – одинарный. Схемы, рисунки и другие графические элементы должны быть представлены дополнительно отдельным файлом в графическом формате.
- В тексте ссылки на цитируемую литературу даются в квадратных скобках в конце предложения перед точкой (например: [1], [1; 2] или [1–3] и т. д.). Список литературы следует оформлять в порядке ссылок на него по тексту, в списке должны быть только те источники, на которые есть ссылки в тексте. Ссылки на неопубликованные работы не допускаются. Для книг: фамилия и инициалы автора, полное название книги, место издания, издательство, год, том или выпуск, общее количество страниц. Для периодических изданий: фамилия и инициалы автора, название статьи, название журнала, год издания, том, номер, первая и последняя страницы статьи. Список литературы нумеруется арабскими цифрами без использования автоматической нумерации.

20–23 АПРЕЛЯ 2021 ГОДА





ХLVII МЕЖДУНАРОДНАЯ молодёжная научная конференция **«ГАГАРИНСКИЕ ЧТЕНИЯ»**

Приглашаем принять участие студентов, аспирантов и молодых учёных в возрасте до 27 лет (включительно)

НАУЧНЫЕ НАПРАВЛЕНИЯ:

- авиационные системы;
- авиационные, ракетные двигатели и энергетические установки;
- системы управления, информатика и электроэнергетика;
- информационно-телекоммуникационные технологии авиационных, ракетных и космических систем;
- ракетные и космические системы;
- робототехника, интеллектуальные системы и авиационное вооружение;
- математические методы в аэрокосмической науке и технике;
- новые материалы и производственные технологии в области авиационной и ракетно-космической техники;
- экономика и менеджмент предприятий аэрокосмического комплекса.



ПРИЁМ ЗАЯВОК до 28 февраля 2021 года на www.gagarin.mai.ru

www.gagarin.mai.ru

🛛 🙀 🙀 🙀

gagarin.mai@gmail.com

+7 (977) 540-05-57 +7 (499) 158-16-97



Инновационно-производственный комплекс МИЭТ

 – это пространство для разработки прорывных технологий и уникальная среда для бизнеса площадью более 55 000 кв.м.

Инновационный комплекс МИЭТ размещён на территории университета и включает инфраструктуру административно-производственных зданий, входящих в состав ОЭЗ «Технополис «Москва».

Мы приглашаем к сотрудничеству коллективы учёных и предприятий в области нанотехнологий, медицинской техники, приборостроения, разработки программных продуктов и информационно-коммуникационных систем.

Инновационный комплекс создаёт благоприятную среду для предпринимательства и исследований и выполняет главную задачу – переводит в практическую плоскость научные открытия российских учёных.

- Инновационный комплекс 26 000 кв.м.
- Поддержка и содействие инновационному развитию
- Высококвалифицированные специалисты и инженерный состав
- Взаимодействие и кооперация участников консорциума
- Новейшее оборудование и современные технологии
- Ведущий технический вуз России, лидер в области микро- и наноэлектроники