ISSN 2618-7957

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS & TECHNOLOGIES

КА «Марафон»

Производитель: АО «ИСС»

Технологическая платформа
НИСС
Национальная Информационная
Спутниковая Система

№3 (37)
2021

НИСС

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

Космические аппараты и технологии

ISSN 2618-7957

SPACECRAFTS & TECHNOLOGIES

Том 5

№ 3 (37)
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
академик РАН, д-р техн. наук, профессор (Хотьково)
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
чл.-кор. РАН, д-р физ.-мат. наук (Красноярск)
Беляев Борис Афанасьевич
д-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
д-р физ.-мат. наук, профессор (Новосибирск)
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
(Королёв)

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 ПИ № ФС77-72862 от 22.05.2018 г.)

Импакт-фактор РИНЦ за 2020 г. – 0,185.

«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 14469
Дата выхода в свет 24.09.2021

Отпечатано Библиотечно-издательским комплексом
Сибирского федерального университета
660041, Красноярск, пр. Свободный, 82а
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)
Dvirny Valery V.
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 quarterly 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

В номере

Contents

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

З. А. Казанцев, А. М. Ерошенко, Л. А. Бабкина, А. В. Лопатин
АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ 121

М. В. Волков
МОДЕРНИЗАЦИЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО СПУСКОВОГО УСТРОЙСТВА: ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ И ОТРАБОТКА 137

Ф. В. Митин, Е. Н. Никулин
МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РАСКРЫТИЯ СПИЦЫ КРУПНОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО РЕФЛЕКТОРА, СОСТОЯЩЕЙ ИЗ НЕСКОЛЬКИХ ЧАСТЕЙ 146

Т. А. Ледкова, Ю. М. Заболотнов
АНАЛИЗ ПРОЦЕССА РАЗВЕРТЫВАНИЯ ОКОЛОЛУННОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ С УЧЕТОМ ПРИТЯЖЕНИЯ ЗЕМЛИ 153

М. В. Волков, В. В. Двирный
КАРКАС СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ ИЗ ТРУБ ТРЕУГОЛЬНОГО СЕЧЕНИЯ 160

КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ

А. А. Ковель
ЭТАПЫ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАЗРАБОТОК БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ 166

ROCKET AND SPACE EQUIPMENT

Z. A. Kazantsev, A. M. Eroshenko, L. A. Babkina, A. V. Lopatin
ANALYSIS OF DESIGN OF SPACECRAFT SOLAR ARRAYS

M. V. Volkov
MODERNIZATION OF THE ELECTROMECHANICAL EQUIPMENT THE TRIGGER DEVICE: DESCRIPTION OF THE DESIGN AND TESTING

F. V. Mitin, E. N. Nikulin
MODELING THE DEPLOYMENT OF A TWO-LINK SPOKE OF A LARGE-SIZED SPACE REFLECTOR TAKING INTO ACCOUNT THE BACKLASH

T. A. Ledkova, Yu. M. Zabolotnov
ANALYSIS OF THE PROCESS OF DEPLOYMENT OF A LUNAR TETHER SYSTEM TAKING INTO ACCOUNT THE EARTH'S GRAVITY

M. V. Volkov, V. V. Dvirny
SOLAR BATTERY FRAME MADE OF PIPES TRIANGULAR CROSS-SECTION

SPACE INSTRUMENT ENGINEERING

A. A. Kovel
STAGES OF INFORMATION SUPPORT OF DEVELOPMENT OF ON-BOARD EQUIPMENT FOR SPACECRAFT

УДК 629.7.064.56
DOI 10.26732/j.st.2021.3.01

АНАЛИЗ КОНСТРУКЦИЙ СОЛНЕЧНЫХ БАТАРЕЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

З. А. Казанцев[1,3], А. М. Ерошенко[1,3], Л. А. Бабкина[3], 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. Решетнева, г. Красноярск, Российская Федерация

Солнечные батареи снабжают электроэнергией аппаратуру космических аппаратов, а также обеспечивают зарядку электрохимических аккумуляторов, используемых на теневых участках орбиты. Основой солнечной батареи являются фотоэлектрические преобразователи световой энергии солнечного излучения. Принцип их действия основан на явлении фотоэлектрического эффекта. В статье представлен обзор развития солнечных батарей и выполнена классификация современных конструкций солнечных батарей космических аппаратов. В обзоре рассмотрены стационарные и раскрывающиеся солнечные батареи, использовавшиеся как в составе первых космических аппаратов, так и используемые на современных космических станциях. Классификация конструкций солнечных батарей выполнена с учетом их характерных признаков. Этими признаками являются жесткость несущей конструкции, способ размещения в стартовом положении и способ ориентации на источник света. В рамках классификации были рассмотрены солнечные батареи из жестких панелей, солнечные панели с гибкой подложкой, надувные солнечные батареи, самораскрывающиеся солнечные батареи и солнечные панели с концентраторами. В каждой группе конструкций этой классификации представлены соответствующие примеры солнечных батарей. Представленные обзор и классификация позволяют отследить тенденции развития конструкций солнечных батарей космических аппаратов.

Ключевые слова: солнечная батарея, космический аппарат, механическое устройство.

Введение

Программа промышленного освоения космоса впервые была сформулирована К. Э. Циолковским [1]. Ему же принадлежит идея использования в этих целях энергию излучения Солнца.

Основой солнечной батареи являются фотоэлектрические преобразователи световой энергии солнечного излучения [2]. Принцип их действия основан на явлении фотоэлектрического эффекта – способности тел, в особенности полупроводников, увеличивать свою электропроводимость при воздействии на них лучистого светового потока.

Фотопреобразователи размещаются на подложке, которая, в свою очередь, крепится на силовой рамной конструкции. На подложке солнечной батареи вместе с фотопреобразователями монтируются межэлементные соединения. На силовой конструкции крепятся механизмы и узлы систем развертывания и ориентации солнечной батареи, а также часть систем защиты – блокирующие и шунтирующие диоды [3].

Впервые фотоэлектрический эффект наблюдался в электролитической ячейке Эдмондом Беккерелем в 1839 году. Эксперименты с твердотельными фотоэлектрическими элементами на основе селена проводились Адамсом и Деем в Лондоне в 1876 году. Более полувека понадобилось для того, чтобы появились солнечные фотоэлементы с эффективностью, превышающей 1 %. Ими стали разработанные в 1930-е годы серно-таллиевые фотоэлементы с запорным слоем. Решающим для этого направления явилось создание кремниевых фотоэлементов с *p-n*-переходом, имевших коэффициент полезного действия около 6 %. Практическое использование кремние-

✉ lopatin@krasmail.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2021

вых солнечных батарей для энергетических целей имело место не на Земле, а в околоземном космическом пространстве [4]. Солнечные батареи снабжают электроэнергией аппаратуру космических аппаратов, а также обеспечивают зарядку электрохимических аккумуляторов, используемых на теневых участках орбиты.

Представляемая статья состоит из двух частей. В первой части выполнен обзор развития солнечных батарей. Вторая часть статьи посвящена классификации современных конструкций солнечных батарей космических аппаратов. Согласно этой классификации, солнечные батареи можно разделить на группы по жесткости несущей конструкции, по способу размещения в стартовом положении и по способу ориентации на источник света. В каждой группе конструкций представлены соответствующие примеры солнечных батарей.

1. Обзор развития солнечных батарей

1.1. Стационарные солнечные батареи

В СССР в 1958 году был выведен на орбиту третий искусственный спутник Земли, на борту которого были установлены первые кремниевые солнечные фотоэлементы [1]. При заходе спутника в земную тень происходило автоматическое переключение на питание от бортовых аккумуляторов. Мощность солнечной батареи была невелика. Она обеспечивала питание радиопередатчика, имевшего мощность излучения 0,25 Вт. В США в том же году был создан космический аппарат «Авангард 1» (рис. 1), солнечная батарея которого состояла из шести фотоэлементов, распределенных по внешней поверхности сферического корпуса космического аппарата. Фотоэлементы обеспечивали приблизительно 1 Вт мощности [5].

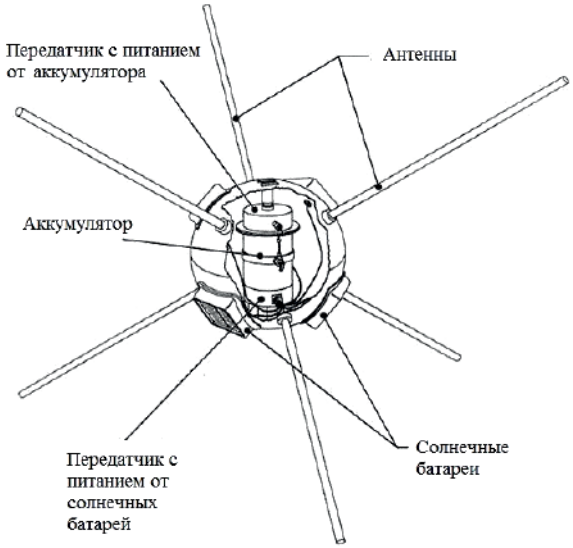


Рис. 1. Космический аппарат Авангард-1 (США)

Первые искусственные спутники Земли имели форму, близкую к сферической, с маленькими панелями солнечных батарей, равномерно распределенными по внешней поверхности. Это гарантировало непрерывную выработку энергии при вращении космического аппарата вокруг своей оси [6]. Космические аппараты сферической формы уступили место более устойчивым к вращению цилиндрическим кораблям с солнечными батареями, расположенными на их поверхности. Пример космического аппарата с подобными солнечными батареями представлен на рис. 2.

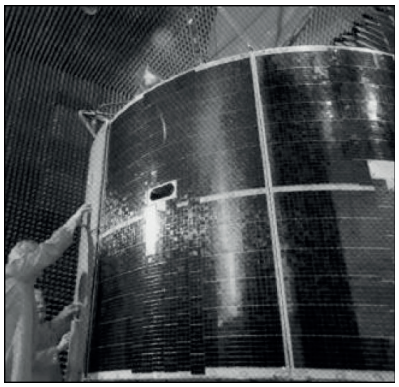


Рис. 2. Космический аппарат цилиндрической формы с расположенными на корпусе солнечными батареями

На рис. 3 показан спутник связи с цилиндрической солнечной батареей. В таких космических аппаратах вся внешняя поверхность корпуса использовалась для установки солнечных батарей [7].

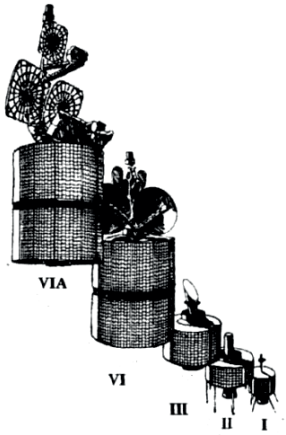


Рис. 3. Цилиндрические солнечные батареи

1.2. Раскрывающиеся солнечные батареи

Для обеспечения возрастающей энергетической потребности спутники следующего поколения были оснащены выносными шарнирно-соединенными панелями, которые ориентировались по Солнцу. Пример такого космического аппарата с солнечной батареей выносного типа представлен на рис. 4. Некоторое время эти два типа конструкций солнечных батарей (цилиндрические и выносного типа) развивались параллельно [7].

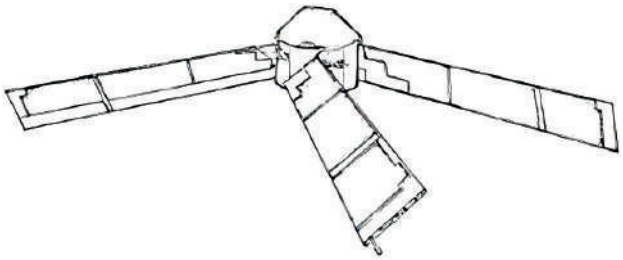


Рис. 4. Схема компоновки солнечной батареи выносного типа

Космический аппарат «Эксплорер-6» (рис. 5), запущенный в августе 1959 года, был первым спутником, на котором использовалась схема компоновки солнечных батарей выносного типа, ориентируемых по Солнцу. Основными элементами ориентируемой солнечной батареи являются несущая подложка, на которой монтируются фотоэлементы и межэлементные соединения, силовые конструкции, выдвижные штанги, механизмы системы раскрытия, а также система ориентации. Складываемые панели солнечных батарей стали стандартной конфигурацией для многих космических аппаратов [6].

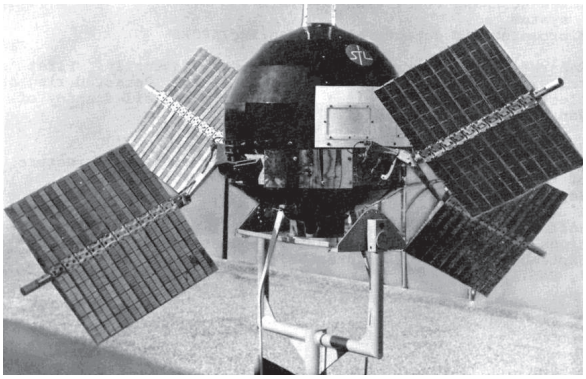


Рис. 5. Космический аппарат «Эксплорер-6» с солнечными батареями выносного типа

Фирма Hughes Aircraft (США) разработала для серии спутников связи раздвижную цилиндрическую конструкцию. Большинство спутников США в 80-е годы прошлого века было оснащено солнечными батареями, расположенными на цилиндрической поверхности космических аппаратов, стабилизируемых вращением (рис. 6) [2]. Такая конструкция, по сравнению с ориентируемыми на Солнце панелями, отличалась большей надежностью и простотой, но была энергозатратна.

Увеличение энергоемкости панелей солнечных батарей шло одновременно с увеличением мощности оборудования космических аппаратов [7]. Спутники с закрепленными на цилиндрических корпусах панелями солнечных батарей приблизились к своим предельным размерам и значениям энергоемкости. Поэтому в дальнейшем получили развитие выносные панели солнечных батарей, состоящие из шарнирно-закрепленных панелей, установленных на выносной штанге космического аппарата. Эта компоновка позволяла полностью раскрытой солнечной батарее ориентироваться на Солнце. Конструкция солнечной батареи такого типа была реализована, например, на космическом аппарате «Глонасс» (рис. 7), запущенного с космодрома Байконур 12 октября 1982 года.

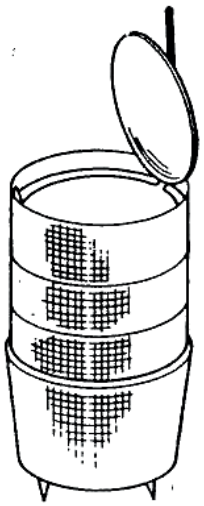


Рис. 6. Подвижная цилиндрическая конструкция солнечной батареи

Рис. 7. Космический аппарат «Глонасс» с раскладываемой многопанельной солнечной батареей

Конструкции панелей солнечных батарей постоянно совершенствовались. Изменение конструкций панелей солнечных батарей схематично изображено на рис. 8.

Панели солнечных батарей со времени первых исследовательских запусков увеличились в размерах, а также усложнилась их конструкция. Сегодня располагаемые на космических кораблях солнечные батареи обеспечивают мощность от нескольких ватт до десятков киловатт. Так на советских спутниках связи типа «Молния» мощность солнечных батарей достигала 1 кВт [1]. На спутниках связи «СпейсБас», разработанных совместно французскими и западногерманскими фирмами, устанавливались солнечные батареи мощностью до 3 кВт. На рис. 9 показаны солнечные батареи космических аппаратов США [5].

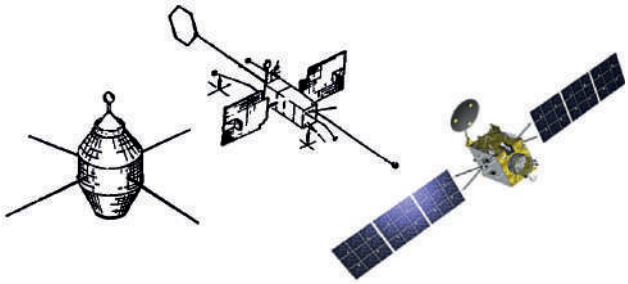


Рис. 8. Изменение конструкций панелей солнечных батарей

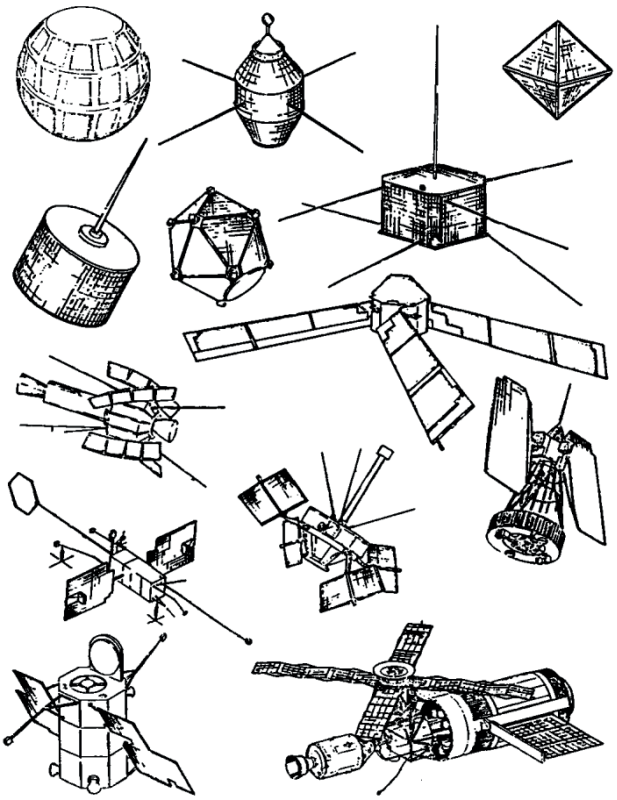


Рис. 9. Эволюция развития солнечных батарей космических аппаратов США

Большей мощностью обладают системы электропитания пилотируемых орбитальных станций. На советской орбитальной станции «Мир» вместо кремниевых использованы фотоэлементы, изготовленные из арсенида галлия. Их мощность составляла 100 кВт [1].

Солнечные батареи Международной космической станции (рис. 10) должны обеспечивать 300 кВт энергии. Большой размер солнечных батарей, которые состоят из отдельных крыльев, требует использования мембранной конструкции для минимизации их объема в сложенном состоянии [1]. Увеличение мощности оборудования космических кораблей потребовало разработку эффективных панелей солнечных батарей [7].

Рис. 10. Солнечные батареи Международной космической станции

2. Классификация современных конструкций солнечных батарей космических аппаратов

Современные конструкции солнечных батарей делятся на несколько типов. Жесткая несущая конструкция характеризуется высокой жесткостью при изгибе, обеспечивающей малые прогибы панелей солнечной батареи. Она состоит из двух плоских тонких несущих слоев и находящегося между ними сотового заполнителя, а несущие слои изготавливаются, как правило, из композиционного материала. Полужесткие конструкции солнечных батарей содержат жесткую силовую раму и гибкую натянутую на раму подложку, на которой крепятся фотопреобразователи. Гибкие конструкции солнечных батарей имеют подложку с нулевой изгибной жесткостью. Подложка разворачивается и удерживается в рабочем положении с помощью раскладных мачт. Гибридная конструкция солнечной батареи состоит из концентратора солнечной энергии и самой солнечной батареи.

Жесткие солнечные батареи по принципам компоновки делятся на складные и нескладные. Нескладные жесткие солнечные батареи располагаются непосредственно на внешней поверхности корпуса космического аппарата. Складные раскрываются в конечную конструкцию при помощи механизмов развертывания. Сложенная для перевозки складная жесткая солнечная батарея показана на рис. 11.

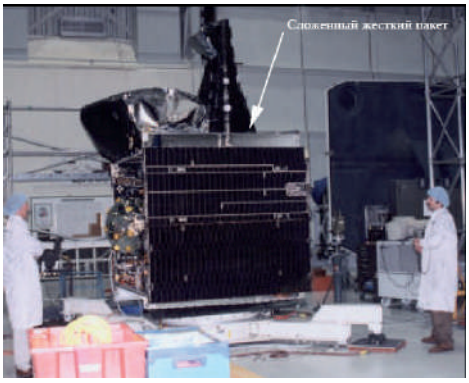


Рис. 11. Складная жесткая солнечная батарея, сложенная для транспортировки

Складные жесткие солнечные батареи, в свою очередь, разделяют на консольные, размещаемые непосредственно на корпусе космического аппарата, и выносные, разворачивающиеся с помощью соединительных штанг [2].

2.1. Солнечные батареи из жестких панелей

Консольные солнечные батареи, как правило, устанавливаются на спутниках с относительно небольшим энергопотреблением (не более 1 кВт). Конструкция этого типа была использована на станции «Скайлэб» [8] (рис. 12).

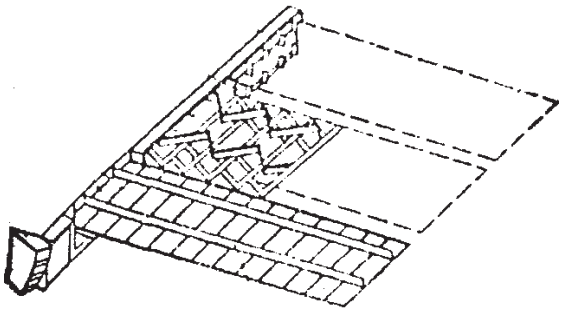


Рис. 12. Консольная конструкция солнечной батареи станции «Скайлэб»

При достаточно высоких уровнях потребляемой энергии на космическом аппарате используют ориентируемые солнечные батареи (рис. 13).

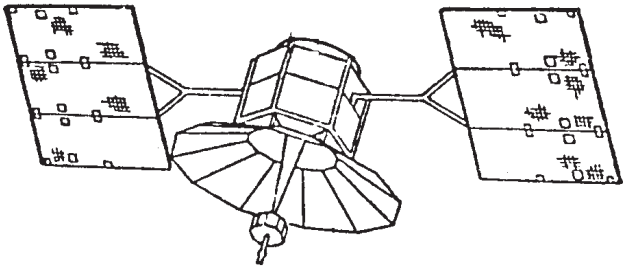


Рис. 13. Выносная конструкция солнечной батареи (спутник IEU) [8]

В работе [9] представлена конструкция выносной складной солнечной батареи, которая располагалась на научном американо-французском спутнике TOPEX/Poseidon, запущенном 10 августа 1992 года из французской Гвианы на ракете-носителе Ariane 42P. Основным источником электропитания этого спутника была складная солнечная батарея, конструкция которой состояла из траверсы и четырех жестких панелей с расположенными на них кремниевыми фотоэлементами [9] (рис. 14).

Складная ориентируемая солнечная батарея Clementine рассмотрена в работе [10]. Приведены результаты ее квалификационных испытаний и эксплуатационные данные о работе на орбите. Солнечная батарея Clementine представляет собой два складных крыла. Каждое крыло состоит из внутренней и наружной панелей, на которых расположены фотоэлементы. Конфигурация крыла солнечной батареи Clementine и его расположение на космическом аппарате показаны на рис. 15.

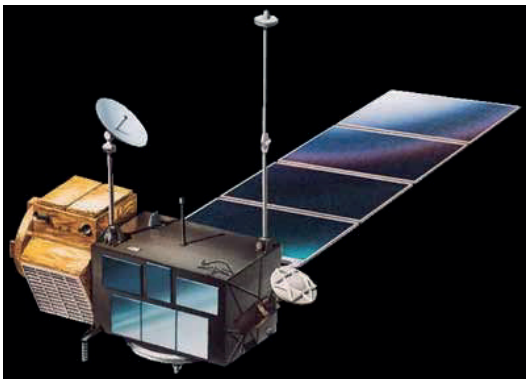


Рис. 14. Спутник TOPEX/Poseidon с установленной на нем солнечной батареей

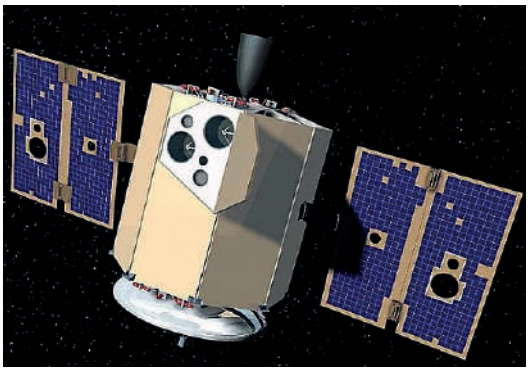


Рис. 15. Крыло солнечной батареи Clementine и его расположение на космическом аппарате

На рис. 16 показан проект космического аппарата Rosetta, который предназначался для полета к комете Чурюмова-Герасименко.

Рис. 16. Космический аппарат Rosetta с развернутыми солнечными батареями

Солнечная батарея космического аппарата Rosetta состоит из двух складных крыльев (рис. 17), каждое из которых включает пять индивидуальных панелей солнечных батарей размерами 2,25 м на 2,736 м [11]. Это одна из самых больших складных жестких солнечных батарей, когда-либо создававшихся для научного космического аппарата.

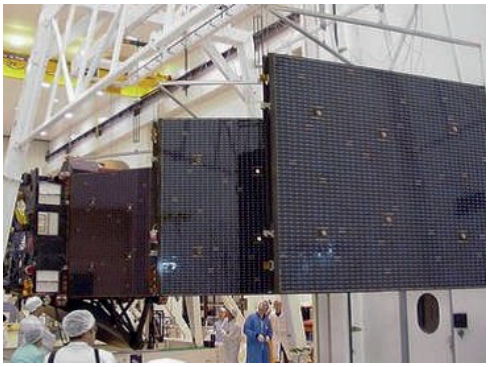


Рис. 17. Развертывание крыла солнечной батареи Rosetta

Полужесткие конструкции солнечных батарей содержат жесткую силовую раму и гибкую натянутую на раму подложку, на которой крепятся фотопреобразователи. Меняя число панелей, можно получать батареи различных мощностей.

К полужестким конструкциям можно отнести солнечные батареи производства АО «ИСС». Конструкция панели состоит из каркаса, образованного углепластиковыми трубками, соединенными фитингами. На каркас натянуты струны, поверх которых приклеиваются ячейки фотопреобразователей. Панели шарнирно соединены в пакет.

На рис. 18 показана солнечная батарея площадью 44 м^2 и мощностью 7,5 кВт.

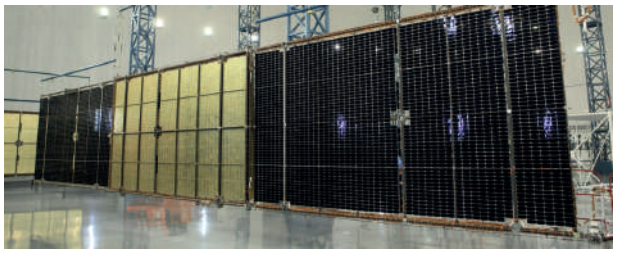


Рис. 18. Солнечная батарея производства АО «ИСС»

2.2. Солнечные панели с гибкой подложкой

Гибкие конструкции солнечных батарей имеют подложку с нулевой изгибной жесткостью. Подложка разворачивается и удерживается в рабочем положении с помощью раскладных мачт. По способу укладки в транспортируемое положение можно выделить следующие типы конструкций гибких солнечных батарей: свертываемые (рулонные), складные (пакетные), надувные (пневматические), пассивно развертываемые.

Гибкие рулонные панели солнечных батарей в транспортном положении накручиваются на барабан, диаметр которого должен быть в десять раз больше продольного размера фотопреобразователей во избежание излома последних в процессе свертывания. После развертывания гибкая поверхность рулонных солнечных батарей поддерживается в напряженном состоянии при помощи механизма натяжения. Схематическое изображение солнечной батареи BORA [12] фирмы «АЭГ-Телефункен» показано на рис. 19. Она состоит из четырех панелей, накрученных на два барабана. В развернутом состоянии солнечная батарея содержит два крыла размерами 20,6 м на 2,5 м [13].

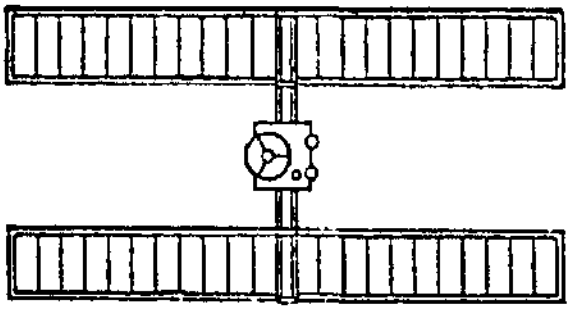


Рис. 19. Солнечная батарея рулонной конструкции BORA

Первая большая рулонная гибкая солнечная батарея использовалась в программе NASA Solar Array Flight Experiment (SAFE) (рис. 20) [7].

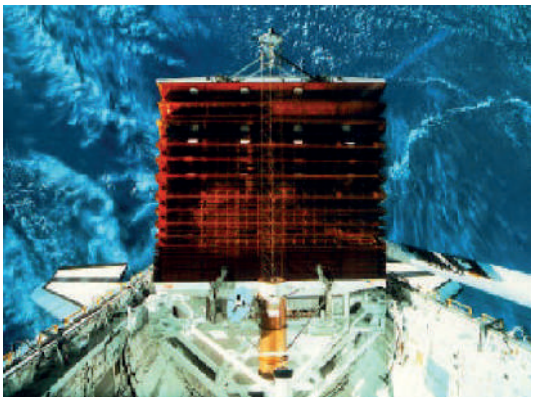


Рис. 20. Солнечная батарея SAFE

Разработка Air Force Research Laboratory (AFRL) ROSA представляет собой развертываемую гибкую солнечную батарею, которая в сложенном положении намотана на цилиндрический ролик и приводится в рабочее положение путем раскручивания за счет выдвижения подвижной силовой рамы, которая использует накопленную энергию деформации в композитных штангах. Солнечная батарея представлена на рис. 21.

Пакетные солнечные батареи с гибкой несущей подложкой разделены на отдельные сравнительно небольшие плоские участки. В процессе транспортировки и выведения на орбиту такие солнечные батареи плотно складываются «гармошкой» и развертываются в рабочее положение при помощи раскладных балок или выдвижных мачт. Для обеспечения требуемой жесткости полотна солнечной батареи имеется устройство натяжения, которое прикладывает к растягивающим тросам необходимую нагрузку. Солнечная батарея пакетной конструкции представлена на рис. 22.

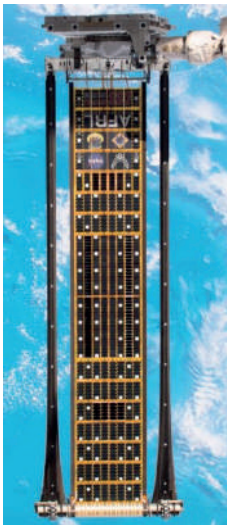


Рис. 21. Солнечная батарея AFRL ROSA

Рис. 22. Солнечная батарея пакетной раскладываемой конструкции спутника CFU (Япония) [8]

Первая складная гибкая панель солнечной батареи была установлена на спутнике Communications Technology Satellite (CTS) (рис. 23) [7].

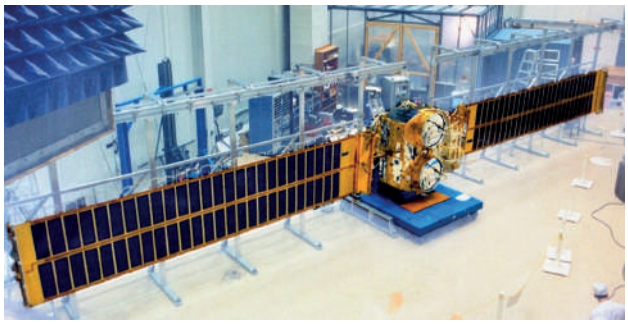


Рис. 23. Спутник CTS со складной гибкой солнечной батареей

Преимущество пакетных солнечных батарей перед рулонными состоит в меньшем объеме конструкции из-за отсутствия барабанного устройства.

Гибкие солнечные батареи на основе тонкой пленки становятся все более популярными и используются во многих космических программах. Тонкопленочные элементы имеют коэффициент полезного действия более низкий по сравнению с современными кремниевыми фотоэлементами. Однако они обладают уникальными свойствами, которые делают тонкопленочные элементы очень привлекательными для использования в космосе. К этим свойствам можно отнести гибкость, небольшую массу и малую стоимость производства. Солнечные батареи с тонкими пленками могут потенциально обеспечить намного большую эффективность укладки, большую удельную мощность и более низкую стоимость, чем твердые плоские солнечные батареи [13].

Фирмой Able Engineering Co в сотрудничестве с NASA была разработана инновационная антенноподобная конструкция солнечной батареи на основе тонкой пленки UltraFlex [14]. Солнечная батарея UltraFlex, показанная на рис. 24, обладает высокой удельной мощностью и небольшим объемом укладки.

Рис. 24. Солнечная батарея UltraFlex для программы посадочного модуля Марс-01

Солнечная батарея UltraFlex представляет собой складывающуюся веерообразную конструкцию, которая состоит из десяти связанных равнобедренных треугольных клиньев. Солнечная батарея UltraFlex обладает необходимой энергией развертывания. Жесткость конструкции обеспечивается с помощью легких радиальных балок, которые натягивают гибкое покрытие с фотоэлементами. Эта конструкция не нуждается в массивной структуре для натяжения. Веерообразная геометрия позволяет развернуть UltraFlex в многоугольник с 10-ю сторонами. Схема и этапы развертывания UltraFlex показаны на рис. 25–27 [15].

Рис. 25. Схема развертывания UltraFlex

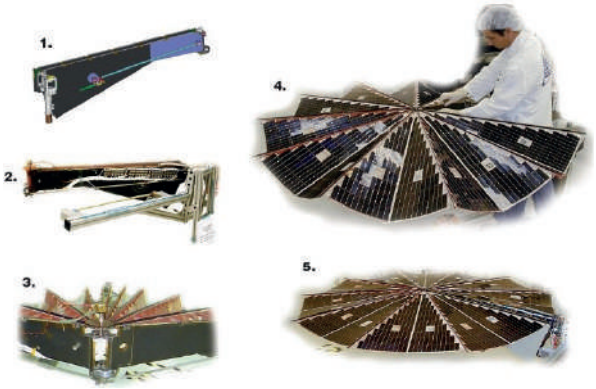


Рис. 26. Этапы развертывания UltraFlex

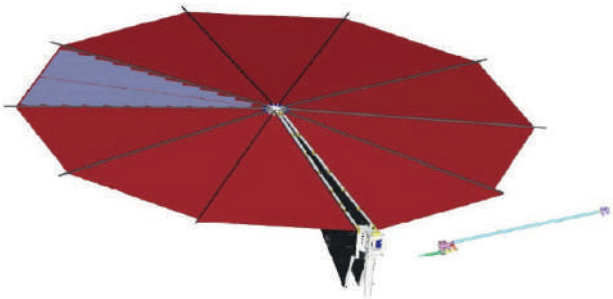


Рис. 27. Схема развернутой UltraFlex с основными компонентами

2.3. Надувные солнечные батареи

В надувных гибких солнечных батареях раскрытие происходит за счет создания избыточного давления во внутренних полостях конструкций. На рис. 28 представлена типичная конфигурация развернутой надувной солнечной батареи [16].

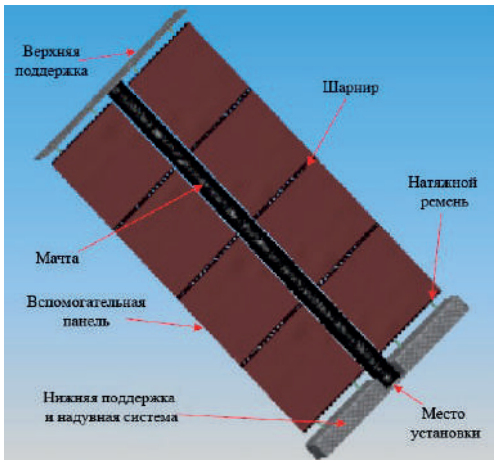


Рис. 28. Типичная конфигурация развернутой надувной солнечной батареи

Использование гибкого покрытия требует создания конструкции развертываемого устройства с малой массой. Для решения этой проблемы Европейское космическое агентство запустило программу, названную «Структурное проектирование усовершенствованной солнечной батареи» (ESTEC). Главная цель этой программы состоит в исследовании небольшой складной пневматической солнечной батареи [17].

Типичными требованиями для солнечных батарей малых спутников являются: собственная частота в сложенном состоянии – не менее 50 Гц, собственная частота в развернутой конфигурации – не менее 0,5 Гц, малые масса и объем в свернутом положении. Развертывающее устройство представляет собой надувную конструкцию с центральной опорой [17]. Схема развертывающего устройства показана на рис. 29. При реализации программы ESTEC был создан и проверен надувной жесткий макет солнечной батареи. С помощью этого макета проверялись компоновка, процесс развертывания, жесткость конструкции, ее механические и электрические характеристики.

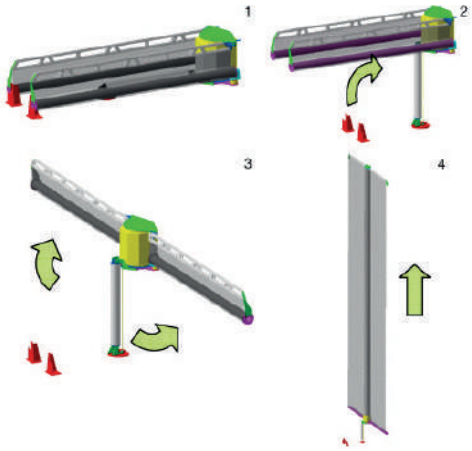


Рис. 29. Процесс развертывания надувной жесткой конструкции антенной решетки с боковым развертыванием

На рис. 30 и 31 показан макет солнечной батареи в процессе разворачивания и в развернутом виде.

Рис. 30. Макет солнечной батареи в процессе разворачивания

Рис. 31. Макет солнечной батареи в развернутом виде

Управление перспективных исследований Министерства обороны США заключило контракт с фирмой L'Garde Inc на разработку солнечной батареи с предельно малой массой и системой быстрого развертывания для микроспутников. В результате выполнения этого контракта была разработана технология ITSAT (the Inflatable Torus Solar Array Technology) (рис. 32), которая обеспечивала минимальную массу и объем в сложенном состоянии и надежность надувной системы при развертывании [8].

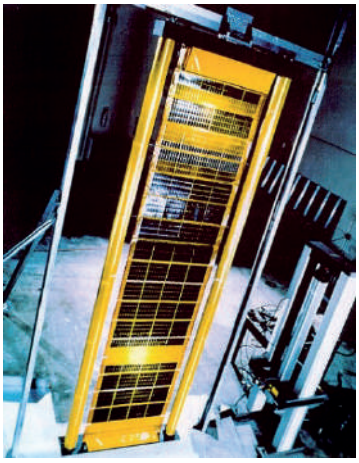


Рис. 32. Солнечная батарея ITSAT

Система развертывания солнечной батареи ITSAT состоит из надуваемой конической штанги, которая расположена между двумя панелями фотоэлементов (рис. 33).

В последние годы системы, использующие сжатые газы, стали легкими и надежными.

Фирма ILC Dover по контракту с фирмой Боинг разработала прямоугольную надувную солнечную батарею Teledesic размером 3 м на 10 м. Полномасштабный прототип этой батареи показан на рис. 34.

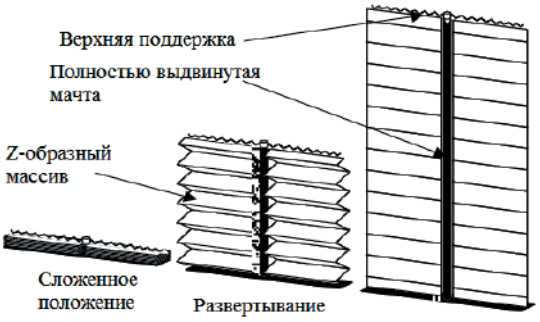


Рис. 33. Этапы развертывания солнечной батареи ITSAT

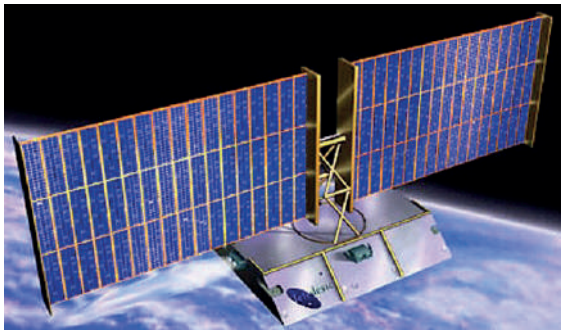


Рис. 34. Надувная солнечная батарея Teledesic

Лаборатория JPL разработала несколько концепций надувных солнечных батарей для использования на марсоходах (рис. 35 и 36) [12].

Рис. 35. Прототип марсохода, использующий надувную систему развертывания солнечной батареи

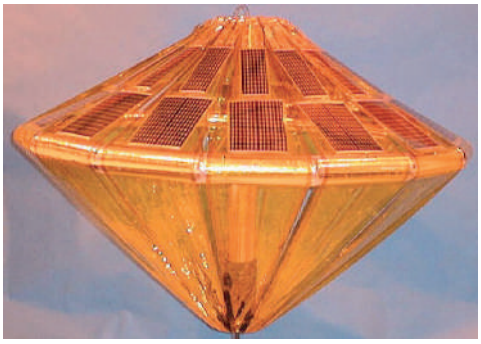


Рис. 36. Прототип надувной солнечной батарей для марсохода

2.4. Самораскрывающиеся солнечные батареи

В самораскрывающихся солнечных батареях раскрытие происходит за счет наличия элементов, изготовленных из материалов с памятью формы. При попадании солнечного света на такие элементы, они, нагреваясь, приобретают ту форму, которая необходима для конечной панели.

Конструкция саморазвертываемой солнечной батареи RAPDAR показана на рис. 37. Она имеет два лонжерона, которые скручиваются при укладке и разворачиваются на орбите. Лонжероны, связанные рядом брусьев, формируют центральную панель. Крылья солнечной батареи прикреплены к внешним сторонам лонжеронов и складываются, сворачиваясь вокруг центральной панели.

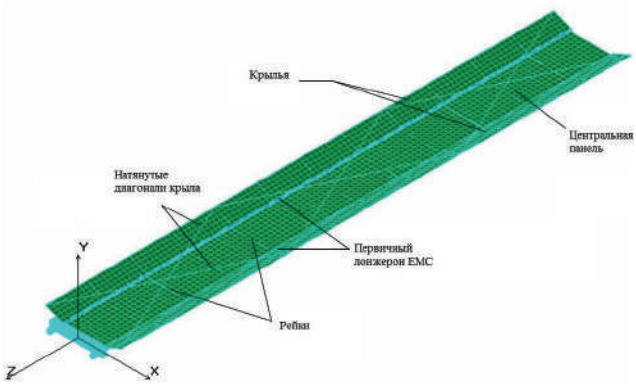


Рис. 37. Система RAPDAR

На рис. 38 показан лонжерон солнечной батареи RAPDAR. Скрученные брусья и лонжероны сделаны из гибкого материала, что позволяет им быть плоскими во время упаковки. Лонжерон функционирует как шарнир во время упаковки и развертывания. Крылья солнечной батареи образуют пакет из трех панелей, свернутых в цилиндрический пакет (рулон).

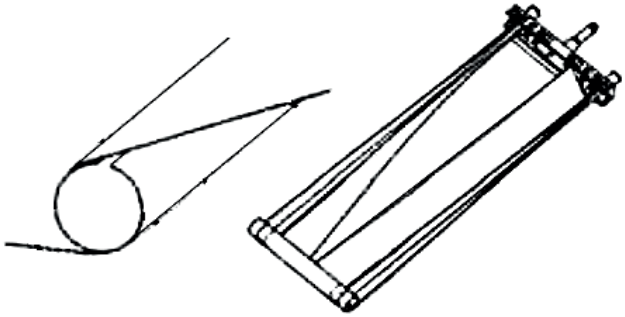


Рис. 38. Лонжерон солнечной батареи RAPDAR

Разворачивание происходит за счет энергии деформации, высвобождаемой при нагревании Солнцем. При нагревании лонжеронов крылья солнечной батареи разворачиваются в свое функциональное состояние (рис. 39).

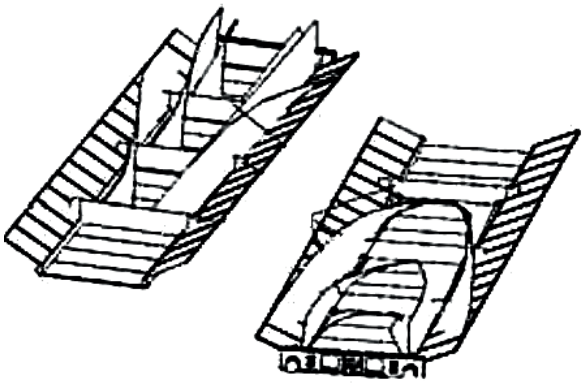


Рис. 39. Этапы развертывания

2.5. Солнечные панели с концентраторами

Гибридные солнечные батареи с концентраторами – это солнечные батареи, концентрирующие солнечный свет на фотоэлементы.

NASA начало разрабатывать солнечные концентраторы в начале 1980-х. Одной из первых солнечных батарей, использующих солнечные концентраторы, была батарея SCARLET. В конструкции используется линейный выгнутый преломляющий концентратор с использованием линзы Френеля (рис. 40), который сосредоточивает солнечные лучи на ряды узких солнечных элементов. Интенсивность концентрации солнечного света в концентраторе солнечной батареи SCARLET в 7,5 раз больше исходной солнечной интенсивности. Батарея SCARLET использовалась на космическом корабле METEOR (рис. 41). Также SCARLET была установлена на аппарате Deep Space 1 DS-1 (рис. 42) [7; 14].

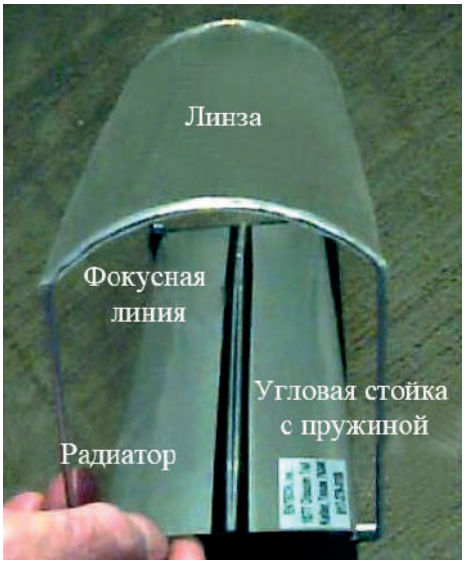


Рис. 40. Принцип работы концентратора батареи SCARLET

В работе [18] описаны технология, процесс создания, монтаж и квалификационные испыта-

ния солнечной батареи SCARLET для космического аппарата Deep Space 1 (DS1). Солнечная батарея состоит из двух крыльев, каждое из которых сделано из 4-х панелей с траверсой [18]. На рис. 43–45 показаны упакованное для перевозки крыло солнечной батареи, крыло в процессе развертывания и полностью развернутое крыло соответственно.

Рис. 41. Солнечная батарея SCARLET для космического аппарата METEOR

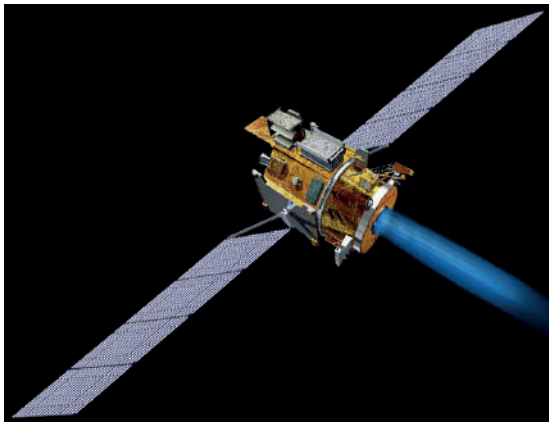


Рис. 42. Космический аппарат DS1

Рис. 43. Крыло солнечной батареи космического аппарата DS1 в свернутом для перевозки виде

Рис. 44. Крыло солнечной батареи космического аппарата DS1 в процессе раскрытия

Рис. 45. Крыло солнечной батареи космического аппарата DS1 полностью развернутое

В работе [19] выполнен анализ работы солнечной батареи SCARLET. Дальнейшим развитием этой солнечной батареи является солнечная батарея Stretched Lens Array (SLA), описанная в работе [20]. Научной командой, разрабатывающей SLA, были сделаны существенные технические улучшения линзы, солнечных элементов, фотоэлектрического накопителя, оптимизирована конструкция крыла солнечной батареи. Был изготовлен и испытан прототип крыла солнечной батареи с четырьмя панелями, представляющий собой жесткую складную конструкцию (рис. 46) [20].

Определяющей особенностью SLA, принципиально отличающей ее от солнечной батареи SCARLET, является использование гибкой линзы оптического концентратора, принцип работы которой показан на рис. 47.

Дальнейшее развитие техники SLA привело к созданию уникальной солнечной батареи с концентраторами большой мощности Stretched Lens Array SquareRigger (SLASR). В этой батарее объединены высокая электрическая производительность и низкая масса SLA [21; 23]. Солнечная

батарея SLASR обеспечивает беспрецедентные показатели работы: мощность – 100 кВт; плотность объемной упаковки – 80–120 кВт/м^3 для солнечной батареи на 100 кВт; плотность энерговыделения – от 300 до 400 Вт/м^2; удельная мощность – от 300 до 1000 Вт/кг для солнечной батареи на 100 кВт; высокое напряжение – от 300 до 600 В; высокая радиационная стойкость [21; 23]. Прототип солнечной батареи SLASR показан на рис. 48.

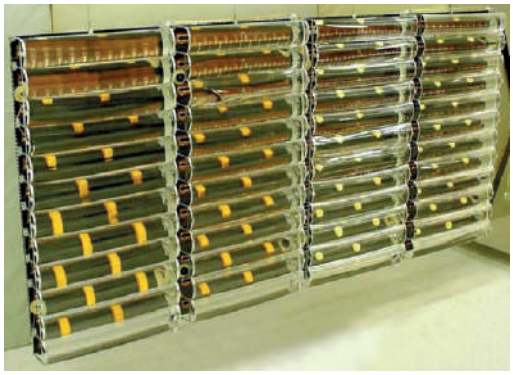


Рис. 46. Прототип крыла солнечной батареи SLA

Рис. 47. Гибкая линза оптического концентратора

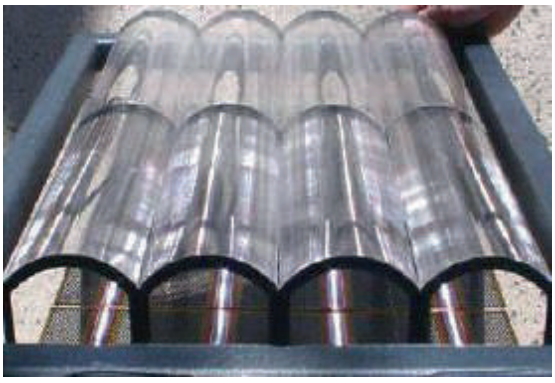


Рис. 48. Прототип солнечной батареи SLASR

С таким уникальным набором свойств солнечная батарея SLASR может быть использована для полетов на Луну, Марс и другие планеты Солнечной системы.

Батарея SLASR представляет собой компактно упаковываемую, легкую платформу для космических полетов. Во время транспортировки композитные трубки SLASR компактно укладываются вместе с двумя свернутыми полотнами линз и листов радиаторов. На орбите трубки разворачиваются и формируют прямоугольные секции 2,5 м на 5,0 м каждая. После того как конструкция раскрыта и зафиксирована, линзы и полотна радиаторов разворачиваются, фиксируются на раме и образуют раскрытую панель солнечной батареи. Рис. 49 показан процесс раскрытия рамной конструкции. На рис. 50 показан процесс разворачивания линз и радиаторов. Для развертывания рамы и полотна используется один двигатель. На рис. 51 показан фронтальный вид развернутой панели [21].

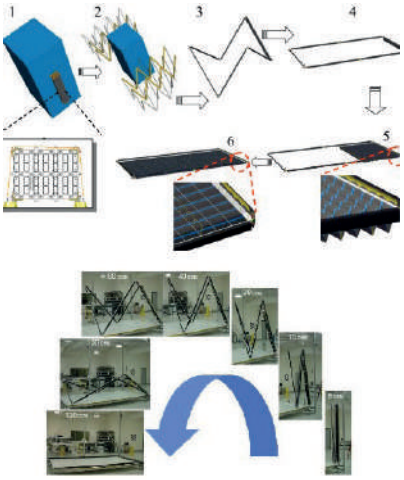


Рис. 49. Этапы раскрытия рамной конструкции SLASR

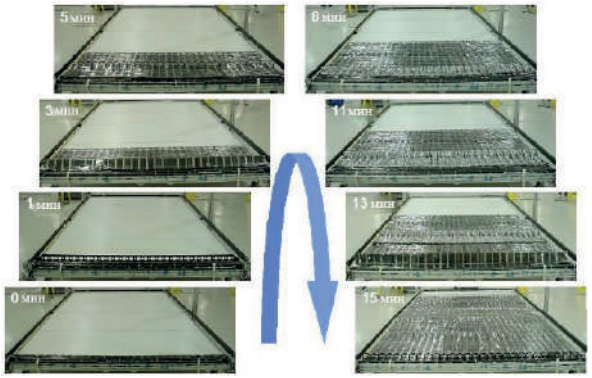


Рис. 50. Этапы развертывания линз и радиаторов SLASR

Развернутая панель, показанная на рис. 51, является лишь частью конструкции, формирующей крылья солнечной батареи, используемой для требующих высокой мощности полетов. Так как каждая конструкция обеспечивает около 4 кВт, два крыла, имеющих в связке по двенадцать таких конструкций, будут обеспечивать 100 кВт [21].

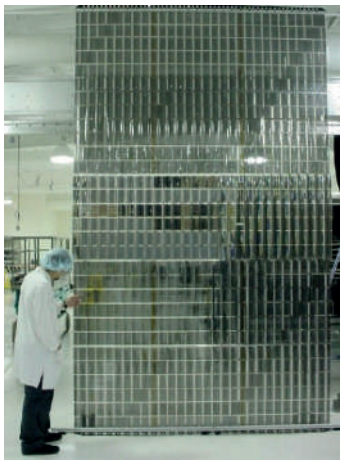


Рис. 51. Панель SLASR в натуральную величину

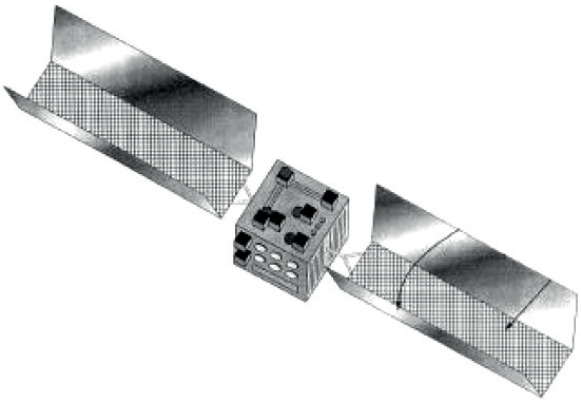


Рис. 52. Солнечная батарея с концентратором NRL

В программе Air Force Phillips Laboratory, спонсируемой NASA, была разработана плоская отражающая солнечная батарея LCR, использующая согнутый тонкопленочный отражатель [22]. В Naval Research Laboratory (NRL) на основе принципа работы солнечной батареи LCR был разработан концентратор со степенью концентрации 2,5 [23]. Плоский солнечный концентратор NRL показан на рис. 52.

Заключение

В статье представлен обзор развития солнечных батарей и выполнена классификация современных конструкций солнечных батарей космических аппаратов. В обзоре рассмотрены солнечные батареи, используемые как на первых космических аппаратах, так и на космических станциях. Классификация конструкций солнечных батарей выполнена с учетом их характерных признаков. Этими признаками являются жесткость несущей конструкции, способ размещения в стартовом положении и способ ориентации на источник света. В рамках классификации были рассмотрены солнечные батареи из жестких панелей, солнечные панели с гибкой подложкой, надувные солнечные батареи, самораскрывающиеся солнечные батареи и солнечные панели с концентраторами. В каждой группе конструкций этой классификации представлены соответствующие примеры солнечных батарей. Представленные обзор и классификация позволяет отследить тенденции развития конструкций солнечных батарей космических аппаратов.

Список литературы

[1] Ванке В. А. Космические энергосистемы. М. : Машиностроение, 1990. 144 с.
[2] Скребушевский Б. С. Космические энергетические установки с преобразованием солнечной энергии. М. : Машиностроение, 1992. 224 с.
[3] Гущин В. Н. Основы устройства космического аппарата : учебник для студентов втузов. М. : Машиностроение, 2003. 272 с.
[4] Алферов Ж. И., Андреев В. М., Румянцев В. Д. Тенденции и перспективы развития солнечной фотоэнергетики. Физика и техника полупроводников. 2004. Т. 38. Вып. 8. С. 937–948.
[5] Rauschenbach H. S. Solar cell array design handbook. 1976. 578 p.
[6] Раушенбах Г. Справочник по проектированию солнечных батарей : пер. с англ. М. : Энергоатомиздат, 1983. 360 с.
[7] Jones A. P., Spence B. R. Spacecraft solar array technology trends. IEEE. 1998. pp. 1–13.
[8] Белан Н. В., Безручко К. В, Елисеев В. Б., Ковалевский В. В., Летин В. А., Постаногов В. П., Федоровский А. Н. Бортовые энергосистемы космических аппаратов на основе солнечных и химических батарей. Ч.1 : учеб. пособие. Харьков : Харьк. авиац. ин-т, 1992. 191 с.
[9] Fiore J., Kramer R., Larkin P., Grebenstein E. Mechanical design and verification of the TOPEX/Poseidon deployable solar array. AIAA. 1994. pp. 125–135.
[10] Garner J. C. Clementine gallium arsenide/germanium solar array // Journal of propulsion and power. 1996. vol. 12. no. 5. pp. 847–851.
[11] Fiebrich H., Haines J. E., Tonicello F. Power system design of the Rosetta Spacecraft // 2nd International Energy Conversion Engineering Conference. Providence, Rhode Island. 2004. pp. 1–7.
[12] Cadogan D. P., Lin J. K. Inflatable solar array // 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV.

1999. pp. 1–9.
[13] Hausgen P. E. AFRL thin film solar cell development and upcoming flight experiments // 2nd International Energy Conversion Engineering Conference. Providence, Rhode Island. 2004. pp. 1–7.
[14] Piszczor M. F. Thin film photovoltaic blanket & array technology development within NASA // 1st International Energy Conversion Engineering Conference. Portsmouth, Virginia. 2003. pp. 1–10.
[15] Jones P. A., White S. F., Harvey J., Smith B. S. A high specific power solar array for low to mid-power spacecraft. 1994. pp. 1–12.
[16] Redell F. H., Lichodziejewski D. Power-scalable inflation-deployed solar arrays // 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. Palm Springs, California. 2004. pp. 1–8.
[17] Peypoudat V., Defoort B., Lacour D., Brassier P. Development of a 3.2 m-long inflatable and rigidizable solar array breadboard // 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference. Austin, Texas. 2005. pp. 1–8.

[18] Stubstad J. M., Lehman D., Stella P. M., Garza R., Murphy D. M, Allen D. M. SCARLET and Deep Space 1: successfully validating advanced solar array technology // 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit. Reno, NV. 1999. pp. 1–11.
[19] Stella P. M., Nieraeth D. G., Murphy D. M., Eskenazi M. I., Stubstad J., Highway J. D. Validation of the SCARLET advanced array on DS1 // Intersociety Energy Conversion Engineering Conference. 1999. pp. 1–9.
[20] O'Neill M. J., McDanal A. J., Brandhorst H. W., Piszczor M. F., George P. J., Edwards D. L., Eskenazi M. I., Botke M. M., Jaster P. A. The stretched lens array (SLA): a low-risk, cost-ffective concentrator array offering wing-level performance of 180 w/kg and 300 w/M2 at 300 VDC // 37th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference. Washington DC. 2002. pp. 1–6.
[21] Piszczor M. F., O'Neill M. J., Eskenazi M. I., Brandhorst H. W. The stretched lens array SquareRigger (SLASR) for space power // 4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC). San Diego, California. 2006. pp. 1–8.
[22] Allen D. M. A survey of next generation solar arrays (for spacecraft electric power) // 35th AIAA, Aerospace Sciences Meeting & Exhibit. Reno, NV. 1997. pp. 1–15.
[23] O'Neill M., Howell J., Lollar L., Carrington C., Suzuki N., Piszczor M., Hoppe D., Eskenazi M., Aiken D., Fulton M., Brandhorst H., Schuller M., McDanal A. J. Stretched lens array squarerigger (SLASR): a unique high-power solar array for exploration missions // AIAA. 2005. pp. 1–11.

ANALYSIS OF DESIGN OF SPACECRAFT SOLAR ARRAYS

Z. A. Kazantsev[1, 3], A. M. Eroshenko[1, 3], L. A. Babkina[3], 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

Solar arrays supply electrical power to spacecraft equipment and also provide charging of electrochemical batteries used in the shadow sections of the orbit. Photovoltaic converters of light energy of solar radiation form the basis of the solar battery. Their principle of operation is based on the phenomenon of the photoelectric effect. The article provides an overview of the development of solar cells and the classification of modern designs of solar cells for spacecraft. The review considers stationary and deployable solar batteries used both on the first spacecraft and on space stations. The classification of solar cell designs is made taking into account their characteristic features. These features are the rigidity of the supporting structure, the method of placement in the starting position and the method of orientation towards the light source.

The classification covered rigid panel solar arrays, flexible substrate solar panels, inflatable solar arrays, self-expanding solar arrays, and solar concentrator panels. In each design group of this classification, corresponding examples of solar cells are presented. The presented review and classification makes it possible to track trends in the development of solar array designs for spacecraft.

Keywords: solar array, spacecraft, mechanical device.

References

[1] Vanke V. A. *Kosmicheskie energosistemy* [Space Energy Systems]. Moscow, Mashinostroenie, 1990, 144 p. (In Russian)
[2] Screbushevsky B. S. *Kosmicheskie energeticheskie ustanovki s preobrazovaniem solnechnoj energii* [Space Energy Installations with Solar Energy Conversion]. Moscow, Mashinostroenie, 1992, 224 p. (In Russian)
[3] Gushchin V. N. *Osnovy ustrojstva kosmicheskogo apparata* [Basics of the device of the spacecraft]. Moscow, Mashinostroenie, 2003, 272 p. (In Russian)
[4] Alfers J. I., Andreev V. M., Rumyantsev V. D. *Tendencii i perspektivy razvitiya solnechnoj fotoenergetiki. Fizika i tekhnika poluprovodnikov* [Trends and prospects for the development of solar photoenergy. Physics and technique of semiconductors]. 2004, vol. 38, issue 8, pp. 937–948. (In Russian)
[5] Rauschenbach H. S. Solar cell array design handbook, 1976, 578 p.
[6] Raushenbach G. *Spravochnik po proektirovaniyu solnechnyh batarej* [The Handbook of Solar Design]. Moscow, Energoatomizdat, 1983, 360 p. (In Russian)
[7] Jones A. P., Spence B. R. Spacecraft solar array technology trends. IEEE, 1998, pp. 1–13.
[8] Bellan N. V., Bezruchko K. B, Eliseev V. B., Kovalevsky V. V., Letin V. A., Podazov V. P., Fedorovsky A. N. *Bortovye energosistemy kosmicheskih apparatov na osnove solnechnyh i himicheskih batarej* [Onboard spacecraft power system based on solar and chemical batteries. Part 1]. Kharkov, Kharkov Aviation Institute, 1992, 191 p. (In Russian)
[9] Fiore J., Kramer R., Larkin P., Grebenstein E. Mechanical design and verification of the TOPEX/Poseidon deployable solar array, AIAA, 1994, pp. 125–135.
[10] Garner J. C. Clementine gallium arsenide/germanium solar array // Journal of propulsion and power, 1996, vol. 12, no. 5, pp. 847–851.
[11] Fiebrich H., Haines J. E., Tonicello F. Power system design of the Rosetta Spacecraft // 2nd International Energy Conversion Engineering Conference, Providence, Rhode Island, 2004, pp. 1–7.
[12] Cadogan D. P., Lin J. K. Inflatable solar array // 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, 1999, pp. 1–9.
[13] Hausgen P. E. AFRL thin film solar cell development and upcoming flight experiments // 2nd International Energy Conversion Engineering Conference. Providence, Rhode Island. 2004. pp. 1–7.
[14] Piszczor M. F. Thin film photovoltaic blanket & array technology development within NASA // 1st International Energy Conversion Engineering Conference, Portsmouth, Virginia, 2003, pp. 1–10.
[15] Jones P. A., White S. F., Harvey J., Smith B. S. A high specific power solar array for low to mid-power spacecraft, 1994, pp. 1–12.
[16] Redell F. H., Lichodziejewski D. Power-scalable inflation-deployed solar arrays // 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, Palm Springs, California, 2004, pp. 1–8.
[17] Peypoudat V., Defoort B., Lacour D., Brassier P. Development of a 3.2 m-long inflatable and rigidizable solar array breadboard // 46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference, Austin, Texas, 2005, pp. 1–8.
[18] Stubstad J. M., Lehman D., Stella P. M., Garza R., Murphy D. M, Allen D. M. SCARLET and Deep Space 1: successfully validating advanced solar array technology // 37th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, NV, 1999, pp. 1–11.
[19] Stella P. M., Nieraeth D. G., Murphy D. M., Eskenazi M. I., Stubstad J., Highway J. D. Validation of the SCARLET advanced array on DS1 // Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, 1999, pp. 1–9.
[20] O'Neill M. J., McDanal A. J., Brandhorst H. W., Piszczor M. F., George P. J., Edwards D. L., Eskenazi M. I., Botke M. M., Jaster P. A. The stretched lens array (SLA): a low-risk, cost-ffective concentrator array offering wing-level performance of 180 w/kg and 300 w/M2 at 300 VDC // 37th Intersociety Energy Conversion Engineering Conference, Washington DC, 2002, pp. 1–6.
[21] Piszczor M. F., O'Neill M. J., Eskenazi M. I., Brandhorst H. W. The stretched lens array SquareRigger (SLASR) for space power // 4th International Energy Conversion Engineering Conference and Exhibit (IECEC), San Diego, California, 2006, pp. 1–8.

[22] Allen D. M. A survey of next generation solar arrays (for spacecraft electric power) // 35th AIAA, Aerospace Sciences Meeting & Exhibit, Reno, NV, 1997, pp. 1–15.
[23] O'Neill M., Howell J., Lollar L., Carrington C., Suzuki N., Piszczor M., Hoppe D., Eskenazi M., Aiken D., Fulton M., Brandhorst H., Schuller M., McDanal A. J. Stretched lens array squarerigger (SLASR): a unique high-power solar array for exploration missions // AIAA, 2005, pp. 1–11.

Сведения об авторах

Бабкина Людмила Алексеевна – кандидат технических наук, доцент кафедры компьютерного моделирования Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева.

Ерошенко Антонина Матвеевна – инженер АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва», аспирант Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева.

Казанцев Захар Алексеевич – начальник группы АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва», аспирант Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева.

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. Решетнева. Область научных интересов: анизогридные конструкции космического назначения, механика композитных материалов.
ORCID: 0000-0002-7393-8417

УДК 62-238.9
DOI 10.26732/j.st.2021.3.02

МОДЕРНИЗАЦИЯ ЭЛЕКТРОМЕХАНИЧЕСКОГО СПУСКОВОГО УСТРОЙСТВА: ОПИСАНИЕ КОНСТРУКЦИИ И ОТРАБОТКА

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

В настоящее время в современных космических аппаратах применяется высокоточное оборудование, чувствительное к ударным воздействиям. В связи с этим возникает необходимость в создании спусковых устройств безударного типа для механизмов удержания и освобождения подвижных элементов конструкции. Данные задачи определили вектор развития электромеханических спусковых устройств, которые не содержат в своей конструкции пиротехнических средств. Наряду с новыми задачами стоят неизменные проблемы ракетно-космической техники – улучшение массово-габаритных характеристик. Однако пиротехнические элементы вынуждают использовать массивные корпуса и кронштейны для конструкций, способные выдержать резкое повышение давления и соударение исполнительных частей. Применение универсальных пиропатронов не всегда позволяет оптимизировать конструкцию механизма удержания. Также, одним из недостатков работы с пиротехническими средствами является повышенная опасность работы. В работе представлены результаты исследования возможности модернизации конструкции спусковых устройств, повышения их механических и электрических характеристик. Исследования проводились расчетным и экспериментальным методами, изготовлены и выпущены экспериментальные образцы спусковых устройств. В результате было разработано модернизированное спусковое устройство, достигнуты лучшие электрические характеристики, снизилась потребляемая мощность (снизилось время срабатывания), улучшились массово-габаритные характеристики, сократилось количество деталей конструкции.

Ключевые слова: спусковое устройство, механизм удержания, трансформируемая конструкция, электромеханическое устройство, нихромовая проволока.

Введение

Наиболее известный способ удержания трансформируемых элементов конструкции – использование пиромеханических устройств, установленных вне зоны аппаратуры, и хрупких элементов с подведенными к ним жесткими или гибкими тягами. Такая система приводит не только к высоким ударным нагрузкам при подрыве пиропатронов, но и к необходимости установки множества элементов конструкции (тяг, регулирующих элементов), а также вынуждает увеличивать потенциальную энергию механической системы (например, усиление пружин для протягивания тяг), что ведет к набору массы системы и повышению требований к установке и контролю системы, снижению надежности [1; 2].

✉ volkovmv63@yandex.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2021

Данные недостатки систем фиксации трансформируемых конструкций привели к появлению новых конструкций электромеханических спусковых устройств.

1. Подбор материала

Для решения поставленных задач были проведены работы по разработке электромеханического спускового устройства типа 1 (УС типа 1), которое не содержит в конструкции пиротехнического элемента. После проведения анализа и испытаний материалов (рис. 1 и табл. 1) в качестве основного инициирующего элемента была выбрана нихромовая проволока Х20Н80-Н диаметром 0,2 мм. Данная проволока характерна тем, что имеет высокое удельное электрическое сопротивление и минимальный температурный коэффициент сопротивления [3], поэтому при подаче электрического тока начинает активно нагреваться,

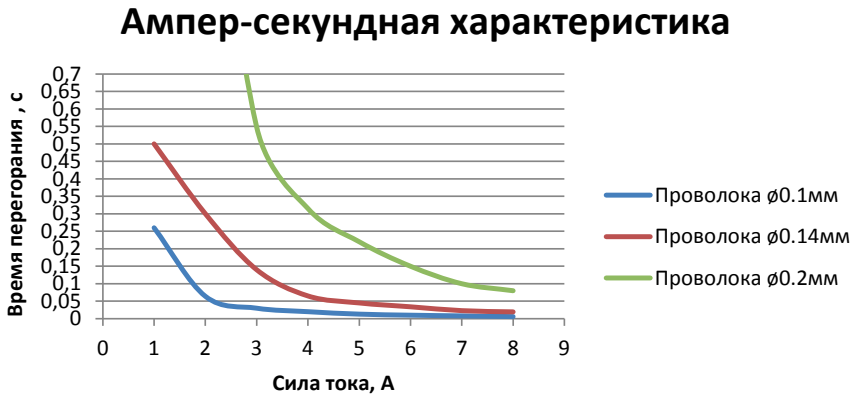


Рис. 1. Ампер-секундная характеристика перегорания проволоки

что в конечном итоге приводит к ее разрушению (перегоранию).

Таблица 1

Механические характеристики проволоки

Характеристика	Диаметр проволоки, мм		
	0,1	0,14	0,2
Предел текучести, кгс	0,43	0,7	1,7
Предел прочности, кгс	0,64	1,32	2,65

2. Конструкция УС типа 1

Конструкция УС типа 1 представлена на рис. 2 [4]. Данное устройство включает две основные части – механическую часть А и электрическую В (актуатор) [5; 6].

Механическая часть А представляет из себя систему, включающую шток 1 для удержания элементов конструкции, пружину 2 для перемещения штока вдоль своей оси во время срабатывания и редуцирующую качалку 3 с группой роликов 4.

Актуатор содержит в конструкции четыре идентичные инициирующие подсистемы, которые имеют возможность срабатывания независимо друг от друга. Четырехкратное резервирование подсистем повышает надежность УС типа 1.

Инициирующая подсистема включает в свою конструкцию шток 5, установленный с зазором на втулках 6, пружину 7 для перемещения штока 5 вдоль своей оси. Для удержания штока 5 в сжатом (транспортировочном) положении между двумя контактами 8 натягивается проволока 9 из материала Х20Н80-Н, за которую зацеплена полка штока 5. Для подачи электрического тока на проволоку 9 к контактам припаивается кабель 10 с разъемом.

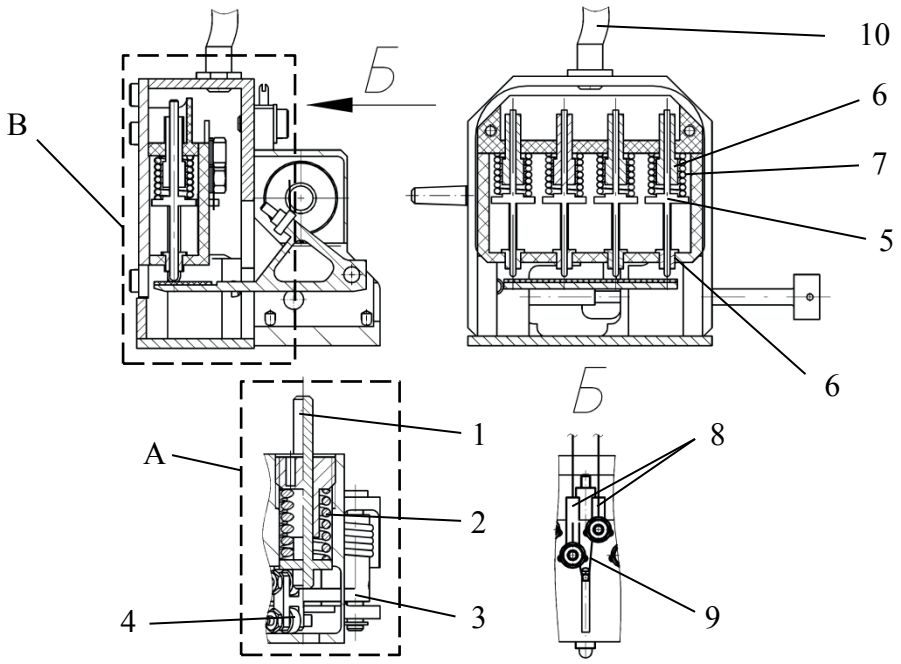


Рис. 2. Конструкция УС типа 1: А – механическая часть; В – электрическая часть; 1, 5 – шток; 2, 7 – пружина; 3 – качалка; 4 – группа роликов; 6 – втулка; 8 – контакт; 9 – проволока; 10 – кабель

Срабатывание устройства происходит следующим образом. При подаче электрического тока на проволоку 9 происходит ее перегорание и шток 5 перемещается под действием пружины 7 вдоль своей оси, надавливая на редуцирующую качалку 3. При проворачивании качалки 3 от воздействия штока 5 группа роликов, прокатываясь по площадке, выходит из зацепления со штоком 1, что позволяет штоку 1 перемещаться под воздействием пружины 2 и отпускать удерживаемый УС типа 1 элемент.

В 2019 году УС типа 1 было успешно применено в конструкции КА, что позволило присвоить механизму летную квалификацию. Характеристики УС типа 1 представлены в табл. 2.

Таблица 2

Характеристики УС типа 1

Масса, кг	0,08
Время срабатывания при силе токе 3А, сек.	не более 1
Габариты, мм	40×41,5×41
Удерживаемая нагрузка, кгс	не более 6

3. Модернизация УС. Описание конструкции и отработка

Для повышения характеристик УС типа 1 были проведены работы по его модернизации. При анализе конструкции УС типа 1 были выявлены основные направления работ:

- снижение количества элементов актуатора;
- улучшение массово-габаритных характеристик;
- улучшение электрических характеристик (снижение времени срабатывания УС).

Для реализации снижения количества элементов УС требовалось исключить из конструкции отдельные инициирующие подсистемы, которые не несут основной нагрузки от удерживаемого спусковым устройством элемента замкового устройства.

В качестве новый схемы механизма была выбрана конструкция с разрезным кольцом [7–9], целостность которого обеспечивалась проволокой Х20Н80-Н диаметром 0,14 мм. Установка проволоки Х20Н80-Н диаметром 0,14 мм по предварительным испытаниям позволяла улучшить электрические характеристики УС в 3 раза.

На основе предварительного анализа и расчетов было разработано УС типа 2 [10]. Конструкция УС типа 2 и схема разрезного кольца представлены на рис. 3.

Особенностью УС типа 2 стало совмещение механической и электрической частей. Разрезное кольцо 1, состоящее из четырех сегментов 2 и стянутое четырьмя отдельными инициирующими элементами 3 (проволока Х20Н80-Н диаметром 0,14 мм), зафиксированными на контактах 4, устанавливается между двумя коническими поверхностями корпуса 5 и поршня 6, и воспринимает нагрузку от основной пружины 7. Конические поверхности выполнены под углом β, который удовлетворяет условию $\beta \geq \mathrm{arctg}(\mu)$, где μ – максимальный коэффициент трения в месте контакта [11]. За счет угла создается растягивающее уси-

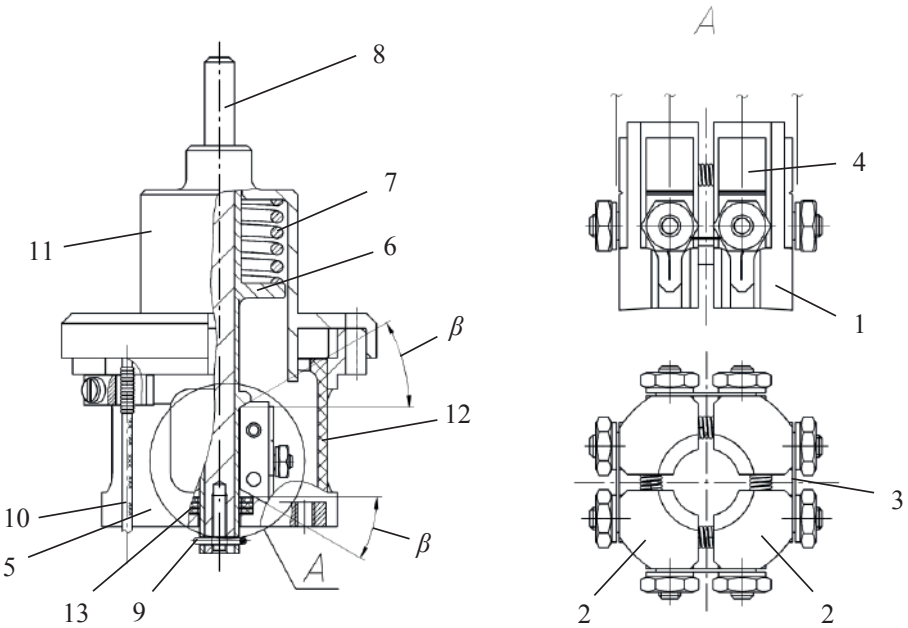


Рис. 3. Конструкция УС типа 2 и схема разрезного кольца:
1 – разрезное кольцо; 2 – сегменты; 3 – инициирующий элемент (проволока); 4 – контакты; 5 – корпус; 6 – поршень; 7 – пружина; 8 – шток; 9 – проволока; 10 – кабель; 11 – крышка; 12 – изолятор; 13 – демпфер

лие на проволоку 3 от раздвигающихся сегментов разрезного кольца. Шток 8 установлен в поршень 6, механическая связь между ними осуществляется при помощи стальной проволоки 9. При демонтаже проволоки 9 и разобщении поршня 6 и штока 8 возможно технологическое срабатывание (без перегорания проволоки) УС типа 2. К контактам 4 разрезного кольца припаивается кабель 10 с соединителем. Крышка 11 и корпус 5 стягиваются винтами, образуя две базовые поверхности для штока с поршнем. Для защиты от замыкания контактов о корпус при срабатывании установлен изолятор 12. С целью снижения ударных воздействий при срабатывании в корпусе 5 выполнен стакан, куда устанавливается демпфер 13 из пленки Витур.

По предварительным расчетам разработанной схемы УС типа 2 было установлено:

- запас прочности конструкции $\eta \geq 1{,}2$;
- минимальный запас по движущему усилию $k = 2{,}5$.

Перед изготовлением образца УС типа 2 были проведены лабораторные испытания по определению перемещения сегментов разрезного кольца в зависимости от габаритов корпуса, жесткости проводов, расположения инициирующего элемента, а также проверка несущей способности такой системы. Фиксация перемещения сегментов проводилась на высокоскоростную камеру.

При испытаниях выявлены некоторые особенности конструкции. Установка инициирующего элемента поверх шпильки контакта приводит к тому, что сегменты в момент перегорания проволоки расходятся нижней частью вперед (рис. 4*а*). При размещении инициирующего элемента под шпилькой контакта сегменты расходятся верхней частью вперед (рис. 4*б*). Наиболее оптимальная установка инициирующего элемента – под шпилькой, т. к. сегменты в начальный момент времени гарантированно выходят из зацепления со штоком.

Для определения влияний диаметра корпуса УС на перемещение сегментов были изготовлены аддитивным методом имитаторы корпусов [12]. При установке корпуса малого диаметра возможно отскакивание от него сегмента с последующим повторным попаданием под шток, что может привести к заклиниванию штока и (или) образованию выбоин на опорных площадках разрезного кольца, что резко снижает надежность срабатывания и ресурс механизма (рис. 5).

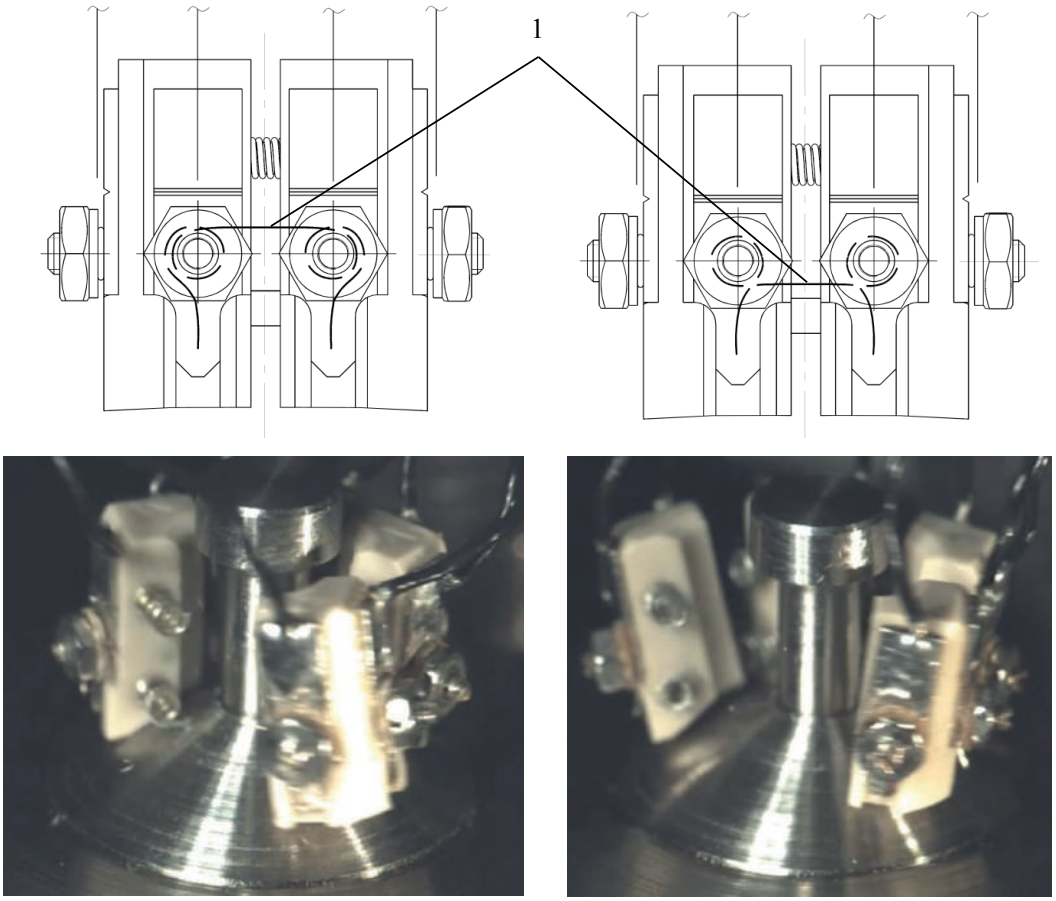
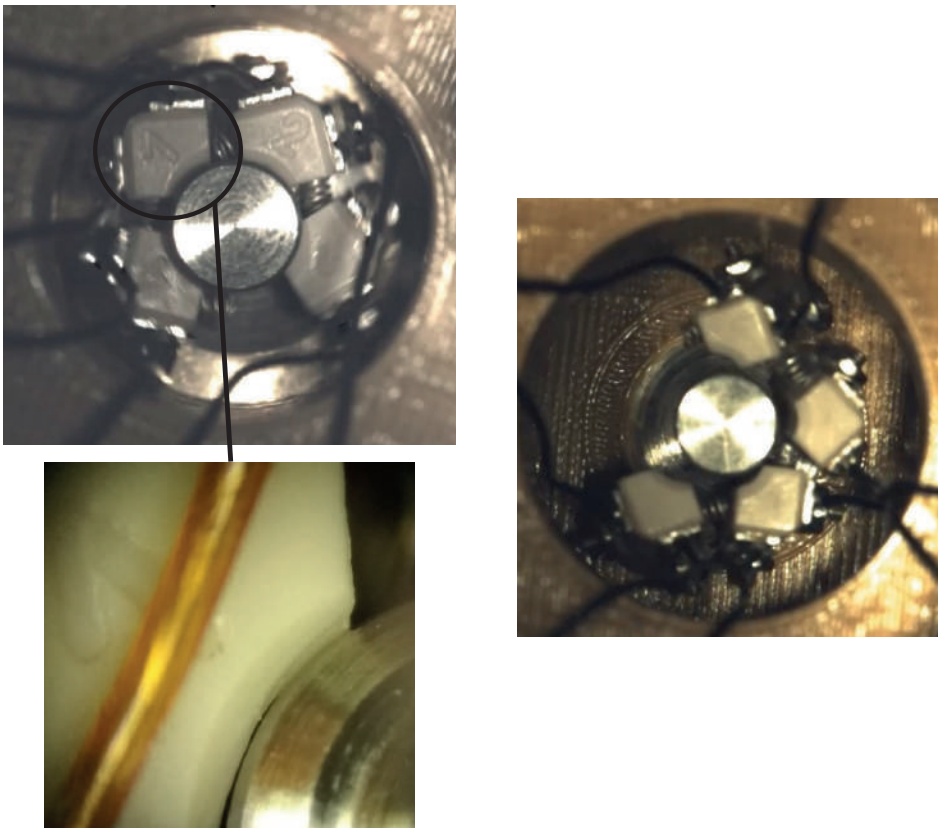


Рис. 4. Перемещение сегментов разрезного кольца без корпуса:
а – проволока сверху шпилек; *б* – проволока снизу шпилек;
1 – инициирующий элемент (проволока)



а *б*

Рис. 5. Перемещение сегментов разрезного кольца с имитатором корпуса:
а – срабатывание с корпусом малого диаметра;
б – срабатывание с корпусом большого диаметра

В процессе испытаний разрезного кольца на несущую способность (рис. 6) было выявлено, что ребро контакта и стальная шайба, прижимая проволоку, создают на ней концентратор, из-за чего несущая способность проволоки 0,14 мм падает вдвое [13].

Для исключения данного явления стальные шайбы были заменены на шайбы из стеклотекстолита, а также были введены скругления кромок контактов. Результаты замены шайб представлены на рис. 7 [14].

В результате испытаний были введены ряд доработок и выпущено два опытных образца УС типа 2. В процессе сборки первых образцов выявилась необходимость использования кондуктора для прокладывания (гибки) проводов, который

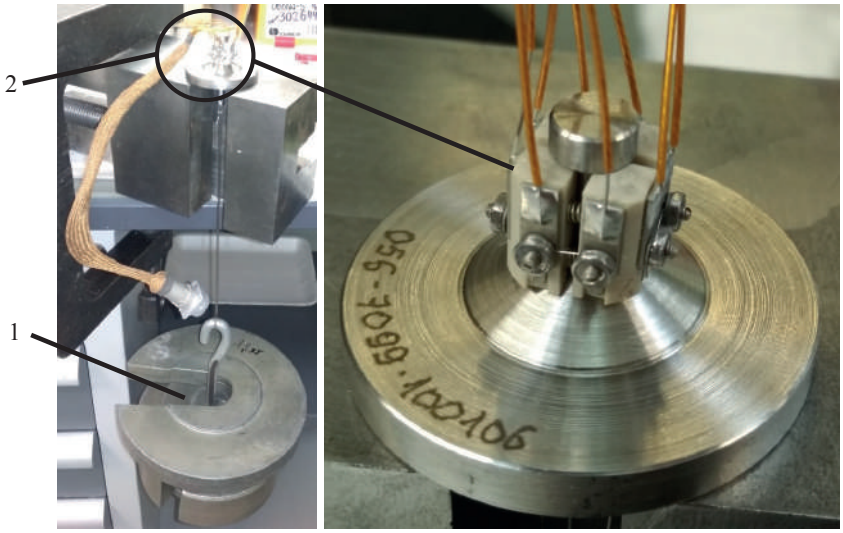
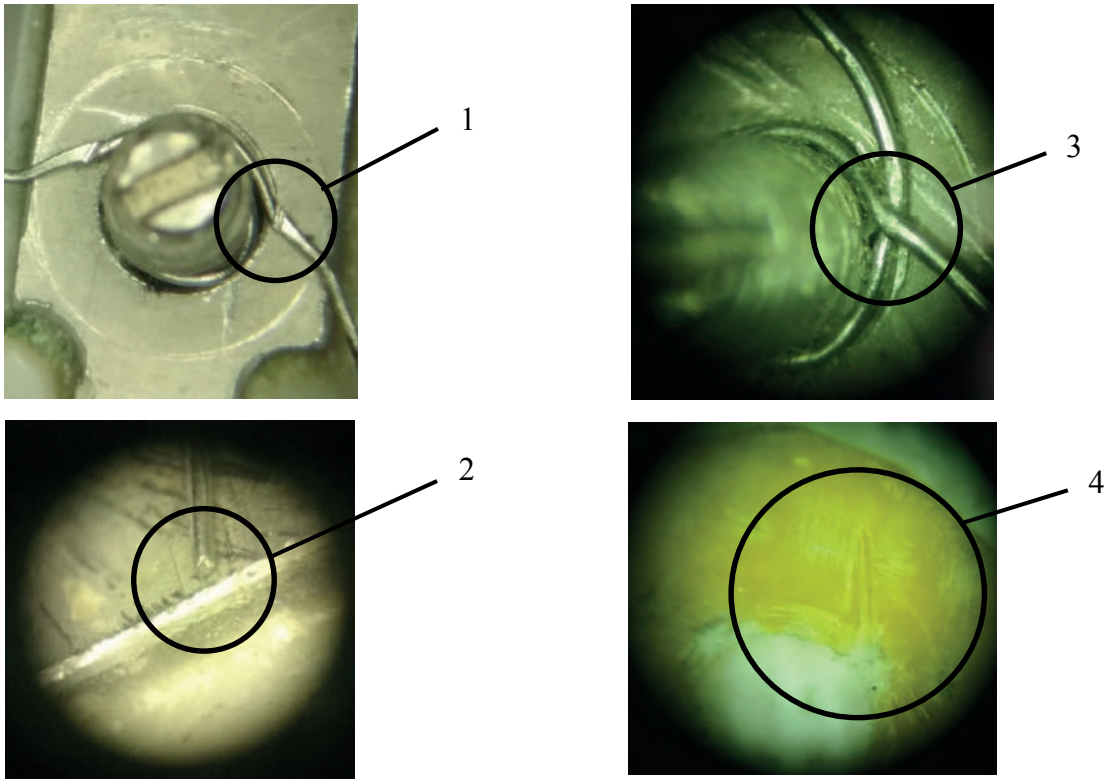


Рис. 6. Проверка несущей способности разрезного кольца:
1 – груз; 2 – разрезное кольцо

был изготовлен с применением аддитивных технологий (рис. 8). Данное технологическое решение привело к повторяемости перемещений сегментов в связи с минимизацией влияния проводов.

Устройство успешно прошло испытания в условиях, приближенных к условиям космического пространства при положительных и отрицательных температурах, а также вибрационные и ударные испытания, имитирующие участок выведения КА, были выявлены фактические запасы по усилию срабатывания и прочности.

В процессе испытаний были проведены измерения ударных воздействий от срабатывания УС типа 2 [15; 16] при помощи трехосевых вибродатчиков. Сравнение результатов ударных воздействий в интерфейсе УС типа 2 (датчик находился на расстоянии не более 50 мм) на частоте 5000 Гц представлены в табл. 3.



а *б*

Рис. 7. Проверка несущей способности разрезного кольца: *а* – установка со стальной шайбой; *б* – установка со стеклотекстолитовой шайбой; 1 – концентратор; 2 – разрушение проволоки по ребру контакта; 3 – изгиб проволоки; 4 – деформация шайбы

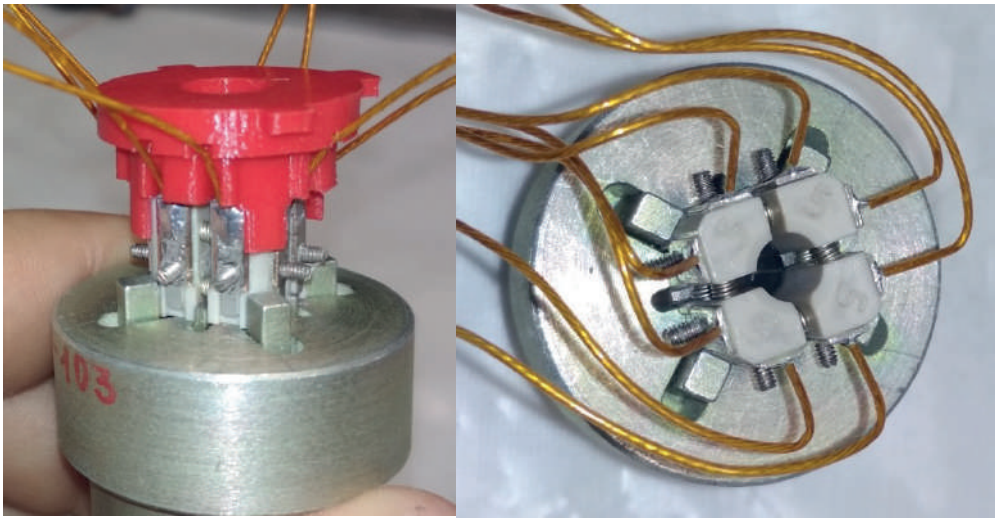


Рис. 8. Укладка проводов с помощью кондуктора

Таблица 3

Сравнение ударных воздействий УС типа 2

Устройство/конструктивная особенность	Удар, *g*
Пирозамок	3000
УС типа 2 с демпфером	150
УС типа 2 без демпфера	250

Замеры показали, что наличие демпферов из пленки Витур в 1,6 раза снижает ударное воздействие УС типа 2.

Характеристики УС типа 2 представлены в табл. 4.

Таблица 4

Характеристики УС типа 2

Масса, кг	0,05
Время срабатывания при силе токе 3А, сек.	не более 0,5
Габариты, мм	40×41,5×41
Удерживаемая нагрузка, кгс	не более 6

Общий вид УС типа 2 представлен на рис. 9.

Рис. 9. Общий вид УС типа 2

Заключение

Электромеханические УС доказали свои преимущества по сравнению с механизмами удержания с пиротехническими элементами. Ударные воздействия от срабатывания электромеханического УС типа 2 в 20 раз меньше, чем от устройства удержания с пиротехническими элементами, а масса меньше в 14 раз.

В результате проведенных работ по модернизации УС типа 1 было достигнуто снижение массы на 40 %, снижение времени инициирования на 50 %, снижение количества элементов конструкции на 20 %, а также отработана новая схема механизма с применением разрезного кольца, что может быть применено при проектировании универсальных высоконагруженных замковых устройств.

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] Афанасьев А. П., Билько В. В. Устройство отделения и раскрытия створок батареи солнечной космического аппарата. Пат. № 2441817 Российская Федерация, 2012. Бюл. № 4.
[3] Логачев М. В., Иваницкий Н. И., Давидович Л. М. Расчеты нагревательных устройств : учеб.-метод. пособие для студентов. Ч. 2. Минск : БНТУ, 2010. 131 с.
[4] Кузнецов В. В., Байбородов А. А., Кузоро В. И., Герус А. А. Спусковое устройство. Пат. № 2716605 Российская Федерация, 2020. Бюл. № 8.
[5] Кузнецов В. В., Ереско С. П. Устройство удержания и освобождения подвижных элементов конструкции космического аппарата с пониженным ударным воздействием // Инновации в авиации и космонавтике : материалы Всерос. науч.-практ. конф. М. МАИ. 2014. С. 82–83.
[6] Кузнецов В. В., Ереско С. П. Совершенствование устройств удержания и освобождения подвижных элементов конструкции космических аппаратов // Актуальные проблемы авиации и космонавтики : материалы X Всерос. науч.-практ. конф. Красноярск. СибГАУ. 2016. Т. 1. С. 147–148.
[7] Lucy M., Hardy R., Kist E., Watson J., Wise S. Report on Alternative Devices to Pyrotechnics on Spacecraft // Proceedings of the 10th annual AIAA/USU Conference on Small Satellites Utah State University. Hampton. 1996. 5 p.
[8] Беляков В. В., Казаков А. И., Коробов Ю. Н. Безударный пирозамок. Пат. № 2102696 Российская федерация, 1998.
[9] Fixing device for the assembly and quick release of objects. Patent EU 2279120. 2011. Bulletin no. 40.
[10] Кузнецов В. В., Байбородов А. А., Герус А. А., Волков М. В., Кузнецов А. Д. Инициирующее устройство. Пат. № 2707901 Российская Федерация. 2019. Бюл. № 34.
[11] Немчанинов С. И., Муругов В. Ю. Устройство фиксации шарнирного узла. Пат. № 2657811 Российская Федерация. 2018. Бюл. № 17.
[12] Зеленко М. А., Нагайцев М. В., Довбыш В. М. Аддитивные технологии в машиностроении : пособие для инженеров. М. : ГНЦ РФ ФГУП «НАМИ», 2015. 209 с.

[13] Писаренко Г. С., Яковлев А. П., Матевеев В. В. Справочник по сопротивлению материалов. К. : Издательство Дельта, 2008. 816 с.
[14] Пентан. Механические свойства стеклотекстолитов, текстолитов, гетинаксов [Электронный ресурс]. URL: www.pentan.ru/articles/properties-electrical-textolite/ (дата обращения: 27.12.2020).
[15] Комаров И. С. Наземная экспериментальная отработка изделий ракетно-космической техники на ударное воздействие от пиротехнических средств разделения // Электронный журнал «Труды МАИ». 2013. Вып. № 71. 22 с.
[16] Лейбович М. В. Теория удара в задачах и примерах : учеб. пособие. Хабаровск : Изд-во Тихоокеан. гос. ун-та, 2016. 236 с.

MODERNIZATION OF THE ELECTROMECHANICAL EQUIPMENT THE TRIGGER DEVICE: DESCRIPTION OF THE DESIGN AND TESTING

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

At present, modern spacecraft use high-precision equipment that is sensitive to influence impacts. In this regard, there is a need to create shock-free trigger devices for mechanisms for holding and releasing movable structural elements. These tasks determined the vector of development of electromechanical trigger devices that do not contain pyrotechnic devices in their design. Along with the new tasks, there are constant problems of rocket and space technology – the improvement of mass-dimensional characteristics. However, pyrotechnic elements force the use of massive housings and brackets for structures that can withstand a sharp increase in pressure and the impact of the executive parts. The use of universal pyropatrons does not always allow optimizing the design of the retention mechanism. Also, one of the disadvantages of working with pyrotechnic media is the increased risk of working. The paper presents the results of a study of the possibility of modernizing the design of trigger devices, improving their mechanical and electrical characteristics. The research was carried out using calculated and experimental methods, and experimental samples of trigger devices were manufactured and released. As a result of the work, an upgraded trigger device was developed, better electrical characteristics were achieved, power consumption was reduced (the response time was reduced), mass-dimensional characteristics were improved, and the number of structural parts was reduced.

Keywords: trigger device, holding mechanism, transformable structure, electromechanical device, nichrome wire.

References

[1] Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011, 488 p. (In Russian)
[2] Afanasyev A. P., Bilko V. V. *Ustrojstvo otdeleniya i raskrytiya stvorok batarei solnechnoj kosmicheskogo apparata* [Device for separating and opening the wings of the solar battery of the spacecraft]. Patent RU 2441817, 2012, bulletin no. 4.
[3] Logachev M. V., Ivanickiy N. I., Davidovich L. M. *Raschety nagrevatel'nyh ustrojstv* [Calculation of electric furnaces and installations]. Minsk, BNTU, 2010, 131 p. (In Russian)
[4] Kuznetsov V. V., Baiborodov A. A., Kuzoro V. I., Gerus A. A. *Spuskovoe ustrojstvo* [Trigger device]. Patent RU 2716605, 2020, bulletin no. 8.
[5] Kuznetsov V. V., Yeresko S. P. *Ustrojstvo uderzhaniya i osvobozhdeniya podvizhnyh elementov konstrukcii kosmicheskogo apparata s ponizhennym udarnym vozdejstviem* [Device for holding and releasing mobile structural elements of a spacecraft with a reduced impact] // Innovations in aviation and space science: materials of the All-Russian scientific-practical conference, Moscow, MAI, 2014, pp. 82–83. (In Russian)

[6] Kuznetsov V. V., Eresko S. P. *Sovershenstvovanie ustrojstv uderzhaniya i osvobozhdeniya podvizhnyh elementov konstrukcii kosmicheskih apparatov* [Improvement of the holding devices and the liberation of the moving elements of the design of spacecraft] // Actual problems of aviation and Astronautics: proceedings of the X All-Russian scientific-practical conference, Krasnoyarsk, SibGAU, 2016, vol. 1, pp. 147–148. (In Russian)
[7] Lucy M., Hardy R., Kist E., Watson J., Wise S. Report on Alternative Devices to Pyrotechnics on Spacecraft // Proceedings of the 10th annual AI-AA/USU Conference on Small Satellites Utah State University, Hampton, 1996, 5 p.
[8] Belyakov V. V., Kazakov A. I., Korobov Yu. N. *Bezudarny pirozamok* [Impactless pyro lock]. Patent RU 2102696, 1998.
[9] Fixing device for the assembly and quick release of objects. Patent EU 2279120, 2011, bulletin no. 40.
[10] Kuznetsov V. V., Bayborodov A. A., Gerus A. A., Volkov M. V., Kuznetsov A. D. *Iniciiruyushchee ustrojstvo* [Initiator device]. Patent RU 2707901, 2019, bulletin no. 34.
[11] Nemchaninov S. I., Murugov V. Yu. *Ustrojstvo fiksacii sharnirnogo uzla* [Device for fixing the hinge assembly]. Patent RU 2657811, 2018, bulletin no. 17.
[12] Zelenko M. A., Nagaytsev M. V., Dovbysh V. M. *Additivnye tekhnologii v mashinostroenii* [Additive technologies in mechanical engineering]. Moscow, NAMI, 2015, 209 p. (In Russian)
[13] Pisarenko G. S., Yakovlev A. P., Matveev V. V. *Spravochnik po soprotivleniyu materialov* [Reference resistance of materials]. Kiev, Publishing House Delta, 2008, 816 p. (In Russian)
[14] *Pentan. Mekhanicheskie svojstva steklotekstolitov, tekstolitov, getinaksov* [Pentane. Mechanical properties of fiberglass plastics, textolite, getinaks]. Available at: www.pentan.ru/articles/properties-electrical-textolite/ (accessed 27.12.2020). (In Russian)
[15] Komarov I. S. *Nazemnaya eksperimental'naya otrabotka izdelij raketno-kosmicheskoj tekhniki na udarnoe vozdejstvie ot pirotekhnicheskih sredstv razdeleniya* [Ground-based experimental testing of rocket and space technology products for impact impact from pyrotechnic separation devices]. Trudy MAI, 2013, issue 71, 22 p. (In Russian)
[16] Leibovich M. V. *Teoriya udara v zadachah i primerah* [Theory of impact in problems and examples]. Khabarovsk, Publishing House of the Pacific State University, 2016, 236 p. (In Russian)

Сведения об авторе

Волков Михаил Вячеславович – аспирант, инженер-конструктор отдела конструирования механических систем АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Самарский университет в 2017 году. Область научных интересов: ракетно-космическая техника, крупногабаритные трансформируемые системы, механика.

УДК 629.78-004.942
DOI 10.26732/j.st.2021.3.03

МАТЕМАТИЧЕСКАЯ МОДЕЛЬ РАСКРЫТИЯ СПИЦЫ КРУПНОГАБАРИТНОГО КОСМИЧЕСКОГО РЕФЛЕКТОРА, СОСТОЯЩЕЙ ИЗ НЕСКОЛЬКИХ ЧАСТЕЙ

Ф. В. Митин✉, Е. Н. Никулин

Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова, г. Санкт-Петербург, Российская Федерация

Рассматривается процесс раскрытия двухзвенной спицы крупногабаритного трансформируемого рефлектора космического базирования. Ввиду больших затрат на проведение натурных испытаний, построение корректных математических моделей является актуальной задачей. Крупногабаритные трансформируемые конструкции состоят из нескольких соединенных между собой звеньев. При доставке на заданную орбиту они находятся в сложенном состоянии для размещения в ракете-носителе. После выхода на орбиту происходит развертывание до заданного рабочего состояния. Разработана математическая модель раскрытия спицы, усовершенствованная в части учета разделения параметров в зависимости от ее длины и от времени раскрытия, позволяющая исследовать возникающие колебания конструкции. Важным является учет люфта в соединениях. Даже незначительные зазоры в соединениях звеньев спицы могут привести к многократному возрастанию времени стабилизации системы. Разработанная математическая модель дает возможность рассматривать различные условия сопряжения звеньев, изменять массогабаритные параметры и материалы спицы. Представлены результаты моделирования, показывающие корректность математических моделей. Сделаны выводы о допустимости применения математических моделей для спиц, состоящих из большего количества звеньев.

Ключевые слова: крупногабаритный рефлектор, раскрытие спицы, математическая модель двухзвенной спицы, моделирование процесса раскрытия.

Введение

Ввиду таких достоинств, как большая апертура и большой коэффициент трансформации, развертываемые трансформируемые антенны являются актуальными конструктивными решениями, применяемыми на спутниках связи [1–5]. Одним из способов реализации крупногабаритной космической конструкции является применение вантовой системы для создания необходимой формы радиоотражающей поверхности рефлектора (рис. 1) [6–10]. К космическому аппарату (КА) 1 прикреплены разворачиваемые элементы, такие как солнечные батареи 2 и облучающая система 3. Для обеспечения заданной диаграммы направленности штанга 4 выдвигает крупногабаритный трансформируемый рефлектор (КТР) 5 на необходимое фокусное расстояние. Отражающей поверхностью является сетеполотно 6.

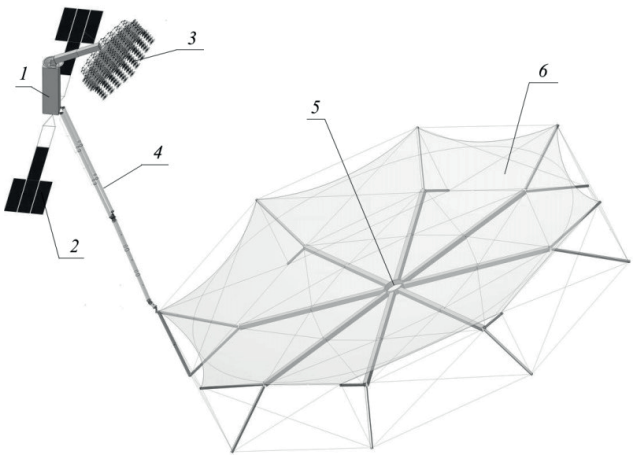


Рис. 1. Конструкция КТР

Для обеспечения доставки КТР на заданную орбиту его необходимо сложить в наземных условиях до размеров, позволяющих разместить рефлектор в ракете-носителе. После вывода на ор-

Работа выполнена при финансовой поддержке РФФИ (проект № 20-08-00646 а)

✉ fedor28@list.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2021

биту рассматриваемой конструкции под действием электрических машин происходит развертывание системы до заданного рабочего состояния. Окончательно раскрытая конструкция фиксируется стопорными механизмами.

Моделирование динамики развертывания КТР является сложной технической задачей. Для проведения корректных вычислений необходимо учитывать, например, ослабление движущих сил, вызванное эффектом трения и вызывающее асинхронное раскрытие [11; 12], характеристики сцепления сопряженных элементов и нелинейность зазоров между ними [13; 14]. Данные расчеты позволяют определять критические параметры системы, выбирать варианты и очередность этапов раскрытия, способы управления, модифицировать конструкцию.

Численное моделирование динамики развертывания позволяет предварительно оценить надежность и экономичность конструкции развертываемого КТР при меньших экономических затратах по сравнению с наземными испытаниями. Вследствие чего разработка корректной математической модели является важной и актуальной задачей.

Раскрытие рефлектора происходит поэтапно [7]. Все этапы по типу движения можно разбить на 3 блока. Этапы, где происходит вращательное движение (поворот спиц, поворот штанги), этапы, где происходит поступательное движение (выдвижение штанги и спиц), этап поднастройки формы радиоотражающей поверхности. При окончании одного этапа начинается следующий. Важным критерием перехода к следующему шагу развертывания является отсутствие колебаний конструкции. Необходимо учитывать собственные частоты, меняющиеся в зависимости от этапов. Большие значения амплитуд колебаний могут привести к длительному времени затухания и неактивности спутника или же к выходу его из строя.

При решении задачи раскрытия крупногабаритных систем важным является учет люфта (зоны нечувствительности) в соединениях. Такие конструкции состоят из множества элементов, соединенных между собой. Ввиду развертывания аппарата в космическом пространстве люфт оказывает существенное (отрицательное) влияние на характер процессов раскрытия и приводит к увеличению времени затухания. Даже незначительные зазоры в соединениях звеньев спицы могут привести к многократному возрастанию времени стабилизации системы.

1. Усовершенствованная математическая модель

Рассмотрим этап разведения спицы. Примем, что один двигатель разворачивает только одну спицу в одной плоскости $0xy$ из начального положения на угол φ под действием силы M (рис. 2). Спица одним концом жестко закреплена за силовой каркас рефлектора на КА.

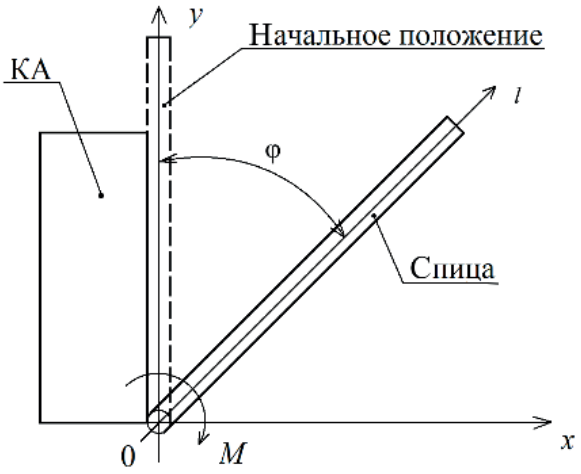


Рис. 2. Раскрытие спицы

Математическая модель, представленная в [7], может быть усовершенствована путем более точного учета разделения параметров колебаний спицы от ее длины и от времени раскрытия.

Система дифференциальных уравнений, описывающая динамику процесса раскрытия спицы, имеет вид:

$$\mathbf{X} = \mathbf{f}(\mathbf{X}, u, t),$$

где $\mathbf{X} = (\varphi\, \omega\, a_1\, V_{1a})^{\mathrm{T}}$ – вектор состояния процесса раскрытия, u – управление, t – время, ω – угловая скорость поворота спицы, a_1 и V_{1a} – зависящие от времени изгиб и скорость изгиба спицы соответственно. В поэлементном виде система представляется следующим образом [7]:

$$\begin{aligned}
&\varphi = \omega,\\
&\omega = \frac{M(U,\varphi,\omega)}{I},\\
&a_1(t) = V_{1a}(t),\\
&V_{1a}(t) = -\frac{EI_{\text{изг}}}{\rho S} q_1^4 \left[a_1(t) + \gamma V_{1a}(t)\right] +\\
&+\frac{2}{\rho S b_1(L)} \frac{M(U,\varphi,\omega)}{R_d},
\end{aligned} \tag{1}$$

где I – момент инерции спицы; E – модуль упругости; $I_{\text{изг}}$ – изгибной момент инерции; ρ – плотность материала спицы; S – площадь спицы в поперечном сечении; γ – коэффициент затухания; M – общий момент, действующий на спицу, $M(U,\varphi,\omega) = M_{\text{п}}(U) - M_{\text{тр}} - M_{\text{упор}}(\varphi,\omega) - M_{\text{ф}}(\varphi,\omega)$; $M_{\text{п}}$ – полезный момент, создаваемый бесколлекторной машиной; U – напряжение питания бесколлекторной машины; $M_{\text{тр}}$ – момент трения; $M_{\text{упор}}$ – мо-

мент, создаваемый упором; $M_ф$ – момент, создаваемый фиксатором; $q_1 = Z_1/L$, где $Z_1 = 1.875$, L – полная длина спицы. Примем, что полный момент силы M создается на радиусе вала двигателя R_d, приводящего систему в движение. Полный изгиб спицы определяется выражением [15]:

$$h(t, l) = a_1(t)b_1(l),$$

где $a_1(t)$ – функции только времени t; $b_1(l)$ – функция только координаты длины спицы l;

Спица является тонкостенным цилиндром с внешним радиусом R. Напряжение питания U $\left(|U| \le U_{max}\right)$ выбрано в качестве управления. Полезный момент связан с управлением [7]:

$$M_п = \frac{m_ф p E_0 U \sin\vartheta}{\omega_1 X_с},$$

где $m_ф$ – число фаз ротора; p – число пар полюсов магнитного поля; E_0 – действующее значение электродвижущей силы на обмотке статора; ϑ – угол рассогласования (между U и E_0, для двигателя находится в пределах $[0, \pi/2]$); $\omega_р$ – угловая скорость вращения ротора двигателя; $X_с$ – синхронное сопротивление.

Пусть необходимо повернуть двухзвенную спицу (рис. 3). Спица 1 соединена со спицей 2. В месте их соединения имеется люфт. Тогда спица 2 может отклоняться от центральной оси спицы 1 как в одну, так и в другую сторону на угол ε.

Обозначим индексом 1 и 2 соответствующие переменные для первой и второй спиц. Поскольку при изготовлении таких конструкций все погрешности минимизируются, то угол ε является небольшим. Вследствие чего, когда спица 2 отклонена на угол ε, систему спиц 1 и 2 можно считать единым телом и для оценки характеристик переходных процессов применять систему уравнений (1).

Если же ε изменяется в интервале:

$$\varepsilon_{min} < \varepsilon < \varepsilon_{max}, \qquad (2)$$

называемым далее зоной люфта, то спицы расцеплены и каждое из их движений подчиняется (1). В зоне люфта движение спицы 2 определяется начальными условиями и моментом M_2.

Примем, что к спице 2 приложен момент трения $M_{тр2}$, обусловленный незначительным перемещением спиц относительно друг друга. Когда спица 2 находится в зоне люфта, то необходимо рассматривать колебания отдельно каждой из спиц согласно системе (1).

Если ε равно ε_{min} или ε_{max}, то система дифференциальных уравнений, описывающая процесс раскрытия, будет иметь вид:

$$\begin{aligned}
&\varphi_{12} = \omega_{12},\\
&\omega_{12} = \frac{M_1}{I_{12}},\\
&a_{1_12} = V_{1a_12},\\
&V_{1a_12} = -\frac{EI_{изг}}{\rho S} q_{1_12}^4 \left[a_{1_12} + \gamma V_{1a_12}\right] +\\
&+\frac{2}{\rho S b_{1_12}} \frac{M_1}{R_d}.
\end{aligned} \qquad (3)$$

Если ε лежит внутри интервала (2), то система дифференциальных уравнений, описывающая процесс раскрытия, будет иметь вид:

$$\begin{aligned}
&\varphi_1 = \omega_1,\\
&\omega_1 = \frac{M_п - M_{тр1} - M_{упор1} - M_{ф1}}{I_1},\\
&a_{1_1} = V_{1a_1},\\
&V_{1a_1} = -\frac{EI_{изг}}{\rho S} q_{1_1}^4 \left[a_{1_1} + \gamma V_{1a_1}\right] +\\
&+\frac{2}{\rho S b_{1_1}} \frac{M_1}{R_d},\\
&\varphi_2 = \omega_2,\\
&\omega_2 = \frac{M_2 - M_{тр2} - M_{упор2} - M_{ф2}}{I_2},\\
&a_{1_2} = V_{1a_2},\\
&V_{1a_2} = -\frac{EI_{изг}}{\rho S} q_{1_2}^4 \left[a_{1_2} + \gamma V_{1a_2}\right] +\\
&+\frac{2}{\rho S b_{1_2}} \frac{M_2}{R_d}.
\end{aligned} \qquad (4)$$

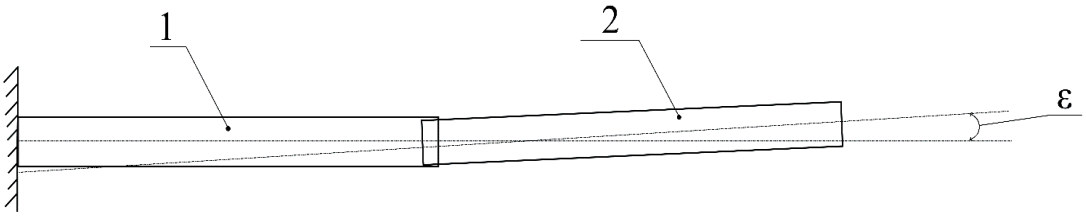


Рис. 3. Двухзвенная спица

2. Моделирование

Спица разворачивается из начального транспортировочного положения при угле поворота $\varphi_0 = 0$ и фиксируется при достижении конечного заданного угла поворота $\varphi_к = \pi/2$. Напряжение питания U не превышает максимального значения $U_{max} = 12{,}5$ В. Спица в начальном положении находится в состоянии покоя, соответственно $\omega_0 = 0$, прогиб $a_{10} = 0$, $V_{1a0} = 0$.

Значение коэффициента затухания γ равно 0,04 с [7]. Первая собственная частота колебаний для случая заделанного левого и свободного правого концов $\lambda_{1_1} = \lambda_{1_2} = 14{,}465$ Гц. Число фаз ротора $m_э = 2$, число пар полюсов магнитного поля $p = 2$, действующее значение электродвижущей силы на обмотке статора $E_0 = 2{,}5$ В, синхронное сопротивление $X_с = 22 \cdot 10^{-3}$ Ом, угол рассогласования между полем ротора и статора $\vartheta = \pi/10$ при любой нагрузке, $\omega_р = 247$ рад/с.

Были выбраны следующие идентичные параметры звеньев 1 и 2 спицы при моделировании: материал АБС-пластик QHF–0140, плотность материала $\rho = 1600$ кг/м^3, модуль упругости (Юнга) $E = 1{,}2 \cdot 10^{11}$ Па, длина спицы $a_1 = a_2 = 9{,}75$ м, масса спицы $m_1 = m_2 = 32$ кг. Рассматривается спица с сечением в виде кольца с внешним радиусом $R = 0{,}26$ м и внутренним радиусом $r = 0{,}25$ м. Момент инерции I будет равняться:

$$I_1 = I_2 = mR^2 / 2 + ma^2 / 3 = 1015{,}4\,\text{кг} \cdot \text{м}^2.$$

Изгибной момент инерции:

$$I_{изг} = \pi R^3 \delta = 5{,}52 \cdot 10^{-4}\ \text{м}^4,$$

где δ – толщина стенки трубы (спицы).

Для случая совместного движения звеньев 1 и 2 согласно системе уравнений (4) $a_{12} = 19{,}5$ м, $m_{12} = 64$ кг, $I_{12} = 8033$ кг·м^2, $\lambda_{1_12} = 9{,}903$ Гц. Для задания моментов упора $M_{упор}$ и фиксатора $M_ф$ необходимо определить входящие в них коэффициенты упругой $k_у$ и демпфирующей $c_д$ составляющей. Исходя из [7] примем $k_{у_12} = 100$, $c_{д_12} = 30$. Максимальный угол зоны нечувствительности $\varepsilon_{max} = 0{,}1$ рад. У второго звена отсутствует фиксатор, поэтому $M_{ф2} = 0$.

Результаты моделирования раскрытия одной сложенной, а также полностью раскрытой, но жестко заделанной, спицы представлены в работах [7; 9]. Моделирование систем дифференциальных уравнений (3) и (4) с оговоренными выше параметрами осуществлялось методом Эйлера с шагом интегрирования, равным 0,001.

На рис. 4 представлен график угла раскрытия φ_{12} и угловой скорости ω_1 при подаче напряжения $U_1 = 12$ В длительностью 1 секунда, начиная с 5 секунды. Поскольку раскрытие происходит в космическом пространстве, то единственным моментом, тормозящим систему, является момент трения. Примем $M_{тр1} = M_{тр2} = 0{,}12$ Н/м. Первое звено приходит в движение и с 6 секунды тормозит под действием $M_{тр1}$. На 23 секунде звено 1 упирается в звено 2 и приводит его в движение. Одну секунду спицы двигаются совместно согласно системе (4), после чего под действием $M_{упор2}$ звено 2 возвращается в зону люфта и звенья движутся независимо согласно системе (3). На графике ω_1 отслеживаются моменты когда звенья спицы двигаются совместно (чему соответствует пологий участок) и когда звенья спицы двигаются раздельно (крутой участок). В конце процесса раскрытия звенья двигаются совместно.

На рис. 5 представлен график изгиба первого звена спицы h_1. При начале движения достигается максимальное значение изгиба $h_{1max} = -1 \cdot 10^{-4}$. При каждом соударении звеньев спицы возникают быстрозатухающие колебания.

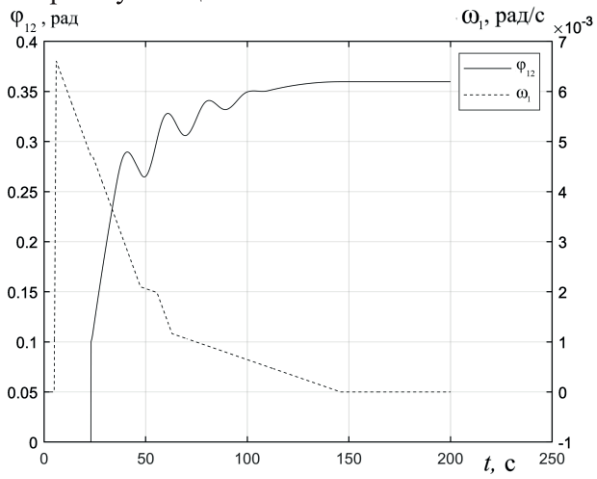


Рис. 4. Динамика изгиба спицы

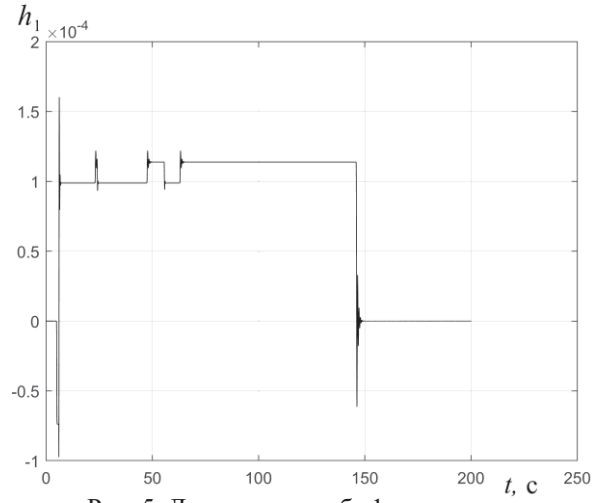


Рис. 5. Динамика изгиба 1 звена спицы

Примем, что момент трения между звеньями спицы $M_{тр2} = 0{,}012$ Н/м при сохранении остальных параметров спицы. На рис. 6 представлен график угла раскрытия φ_{12} и угловой скорости ω_1. В данном случае наблюдаются длительные затухающие колебания. При этом максимальные значения изгиба, как 1, так и 2 звена, незначительно отличаются от максимального значения изгиба при $M_{тр2} = 0{,}12$ Н/м.

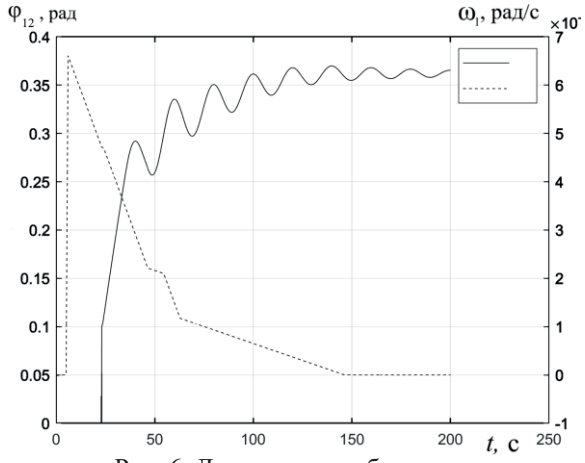


Рис. 6. Динамика изгиба спицы

Заключение

Для проведения моделирования процесса раскрытия крупногабаритных трансформируемых систем космического базирования была усовершенствована математическая модель в части учета разделения параметров в зависимости от длины и от времени. Это позволяет более точно описывать динамику развертывания системы и исследовать возникающие колебания.

Для этапа раскрытия спицы, состоящей из двух звеньев, разработана математическая модель, в которой учтена зона нечувствительности в месте соединения данных звеньев. Представленная модель дает возможность рассматривать различные условия сопряжения звеньев, изменять массогабаритные параметры и материалы спицы.

Поскольку главной задачей является минимизация колебаний конструкции, то математическая модель записана в виде системы дифференциальных уравнений первого порядка, что в дальнейшем позволит применять для нее различные алгоритмы управления, например, алгоритмы оптимального управления.

Представленный подход можно распространить и на спицу, состоящую из большего количества звеньев. Дополнительно встает задача более точного описания сопряжения звеньев, например, учета их упругого взаимодействия в процессе движения.

Список литературы

[1] Лопатин А. В., Рутковская М. А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (часть 1) // Вестник СибГАУ. 2007. № 2. С. 51–57.
[2] Пономарев С. В. Трансформируемые рефлекторы антенн космических аппаратов // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2011. № 4. С. 110–119.
[3] Резник С. В., Чубанов Д. Е. Моделирование динамики раскрытия крупногабаритного трансформируемого рефлектора космической антенны из композиционного материала // Вестник РУДН. Серия: Инженерные исследования. 2018. Т. 19. № 4. С. 411–425.
[4] Тайгин В. Б., Лопатин А. В. Метод обеспечения высокой точности формы рефлекторов зеркальных антенн космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3. № 4 (30). 2019. С. 200–208.
[5] Sun Z., Zhang Y., Yang D. Structural design, analysis, and experimental verification of an H-style deployable mechanism for large space-borne mesh antennas // Acta Astronautica. 2021. no. 178. pp. 481–498.
[6] Бернс В. А., Левин В. Е., Красноруцкий Д. А., Маринин Д. А., Жуков Е. П., Маленкова В. В., Лакиза П. А. Разработка расчетно-экспериментального метода модального анализа крупногабаритных трансформируемых космических конструкций // Космические аппараты и технологии. 2018. Т. 2. № 3. С. 125–133. doi: 10.26732/2618-7957-2018-3-125-133.
[7] Кабанов С. А., Зимин Б. А., Митин Ф. В. Разработка и анализ математических моделей раскрытия подвижных частей трансформируемых космических конструкций. Часть I // Мехатроника, автоматизация, управление. 2020. Т. 20. № 1. С. 51–64.
[8] Кабанов С. А., Зимин Б. А., Митин Ф. В. Разработка и анализ математических моделей раскрытия подвижных частей трансформируемых космических конструкций. Часть II // Мехатроника, автоматизация, управление. 2020. Т. 21. № 2. С. 117–128.
[9] Kabanov S. A., Mitin F. V. Optimization of the stages of deploying a large-sized space-based reflector // Acta Astronautica. 2020. vol. 176. pp. 717–724.
[10] Huang H., Cheng Q., Zheng L., Yang Y. Development for petal-type deployable solid-surface reflector by uniaxial rotation mechanism // Acta Astronautica. 2021. vol. 178. pp. 511–521.
[11] Li P., Ma Q., Song Y., Liu C., Tian Q., Ma S., Hu H. Deployment dynamics simulation and ground test of a large space hoop truss antenna reflector // Science China Physics. Mechanics & Astronomy. 2017. vol. 47. 104602.
[12] Jiang X., Zhengfeng B. Dynamics Modelling and Simulation for Deployment Characteristics of Mesh Reflector Antennas // Applied Sciences. 2020. vol. 10. pp. 78–84.
[13] Liu L., Shan J., Zhang Y. Dynamics modeling and analysis of spacecraft with large deployable hoop-truss antenna // Journal of Spacecraft and Rockets. 2016. vol. 53. pp. 471–479.

[14] Guo H. W., Zhang J., Liu R. Q., Deng Z. Q., Cao D. Q. Nonlinear dynamics analysis of joint dominated space deployable truss structures // Journal of Harbin Institute of Technology. 2013. vol. 20. pp. 68–74.
[15] Пановко Я. Г. Внутреннее трение при колебаниях. М. : Физматгиз, 1960. 193 с.

MODELING THE DEPLOYMENT OF A TWO-LINK SPOKE OF A LARGE-SIZED SPACE REFLECTOR TAKING INTO ACCOUNT THE BACKLASH

F. V. Mitin, E. N. Nikulin
Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D. F. Ustinov, Saint Petersburg, Russian Federation

This article discusses the process of deployment a two-link spoke of a large-sized transformable space-based reflector. In view of the high costs of carrying out field tests, the construction of correct mathematical models is an urgent task. Currently, the creation of large-sized systems is actively developing. Such systems consist of several interconnected links. When delivered to a given orbit, the large-sized system is folded for placement in the launch vehicle. After entering the orbit, it is deployed to the specified operating state. A mathematical model has been developed for the deployment of the spoke, improved in terms of taking into account the separation of parameters depending on the length and time, which makes it possible to study the arising vibrations of the structure. It is important to take into account the backlash in the connections. Even small gaps in the spoke link connections can lead to a manifold increase in the stabilization time of the system. The developed mathematical model makes it possible to consider various conditions for linking links, change the mass-dimensional parameters and materials of the spoke. The results of modeling are presented, showing the correctness of mathematical models. Conclusions are made about the admissibility of using mathematical models for spokes consisting of a larger number of links.

Keywords: large-sized reflector, deployment of a spoke, mathematical model of a two-link spoke, modeling of the deployment process.

References

[1] Lopatin A. V., Rutkovskaya M. A. *Obzor konstrukcij sovremennyh transformiruemyh kosmicheskih antenn (chast' 1)* [Review of modern transformable space antenna designs (part 1)]. Vestnik SibGAU, 2007, no. 2, pp. 51–57. (In Russian)
[2] Ponomarev S. V. *Transformiruemye reflektory antenn kosmicheskih apparatov* [Transformable reflectors for spacecraft antennas]. Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics, 2011, no. 4, pp. 110–119. (In Russian)
[3] Reznik S. V., Chubanov D. E. *Modelirovanie dinamiki raskrytiya krupnogabaritnogo transformiruemogo reflektora kosmicheskoj antenny iz kompozicionnogo materiala* [Modeling the dynamics of the deployment of a large-sized transformable reflector of a space antenna made of composite material]. RUDN Journal of Engineering Researches, 2018, vol. 19, no. 4, pp. 411–425. (In Russian)
[4] Taygin V. B., Lopatin A. V. 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.
[5] Sun Z., Zhang Y., Yang D. Structural design, analysis, and experimental verification of an H-style deployable mechanism for large space-borne mesh antennas // Acta Astronautica, 2021, no. 178, pp. 481–498.
[6] Berns V. A., Levin V. E., Krasnorutsky D. A., Marinin D. A., Zhukov E. P., Malenkova V. V., Lakiza P. A. Development of a calculation and experimental method for modal analysis of large transformable space structures // Spacecrafts & Technologies, 2018, vol. 2, no. 3, pp. 125–133. doi: 10.26732/2618-7957-2018-3-125-133.
[7] Kabanov S. A., Zimin B. A., Mitin F. V. *Razrabotka i analiz matematicheskih modelej raskrytiya podvizhnyh chastej transformiruemyh kosmicheskih konstrukcij. CHast' I* [Development and Research of Mathematical Models

of Deployment of Mobole Parts of Transformable Space Construction. Part I]. Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie, 2020, vol. 20, no. 1, pp. 51–64. (In Russian)

[8] Kabanov S. A., Zimin B. A., Mitin F. V. *Razrabotka i analiz matematicheskih modelej raskrytiya podvizhnyh chastej transformiruemyh kosmicheskih konstrukcij. CHast' II* [Development and Research of Mathematical Models of Deployment of Mobole Parts of Transformable Space Construction. Part II]. Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie, 2020, vol. 21, no. 2, pp. 117–128. (In Russian)

[9] Kabanov S. A., Mitin F. V. Optimization of the stages of deploying a large-sized space-based reflector // Acta Astronautica, 2020, vol. 176, pp. 717–724.

[10] Huang H., Cheng Q., Zheng L., Yang Y. Development for petal-type deployable solid-surface reflector by uniaxial rotation mechanism // Acta Astronautica, 2021, vol. 178, pp. 511–521.

[11] Li P., Ma Q., Song Y., Liu C., Tian Q., Ma S., Hu H. Deployment dynamics simulation and ground test of a large space hoop truss antenna reflector // Science China Physics, Mechanics & Astronomy, 2017, vol. 47, 104602.

[12] Jiang X., Zhengfeng B. Dynamics Modelling and Simulation for Deployment Characteristics of Mesh Reflector Antennas // Applied Sciences, 2020, vol. 10, pp. 78–84.

[13] Liu L., Shan J., Zhang Y. Dynamics modeling and analysis of spacecraft with large deployable hoop-truss antenna // Journal of Spacecraft and Rockets, 2016, vol. 53, pp. 471–479.

[14] Guo H. W., Zhang J., Liu R. Q., Deng Z. Q., Cao D. Q. Nonlinear dynamics analysis of joint dominated space deployable truss structures // Journal of Harbin Institute of Technology, 2013, vol. 20, pp. 68–74.

[15] Panovko Ya. G. *Vnutrennee trenie pri kolebaniyah* [Internal friction during vibrations]. Moscow, Fizmatgiz, 1960, 193 p. (In Russian)

Сведения об авторах

Митин Фёдор Васильевич – кандидат технических наук, старший преподаватель Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Окончил Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в 2013 году. Область научных интересов: информационные процессы и системы управления.

ORCID: 0000-0003-0857-2962

Никулин Евгений Николаевич – доктор технических наук, профессор, профессор Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Окончил Ленинградский механический институт в 1970 году. Область научных интересов: средства поражения и боеприпасы.

УДК 531.395
DOI 10.26732/j.st.2021.3.04

АНАЛИЗ ПРОЦЕССА РАЗВЕРТЫВАНИЯ ОКОЛОЛУННОЙ ТРОСОВОЙ СИСТЕМЫ С УЧЕТОМ ПРИТЯЖЕНИЯ ЗЕМЛИ

Т. А. Ледкова✉, Ю. М. Заболотнов

Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева, г. Самара, Российская Федерация

Разработка транспортных космических систем для доставки грузов и исследования поверхности Луны является важной научно-технической задачей. В работе рассматривается окололунная космическая тросовая система, состоящая из станции и микроспутника. Станция рассматривается как твердое тело, имеющее форму цилиндра, а микроспутник – как сферическое твердое тело. Трос рассматривается как невесомый нерастяжимый стержень переменной длины. Станция движется по окололунной орбите, на которую оказывает влияние притяжение Земли. Рассматривается процесс развертывания радиально направленной окололунной тросовой системы. Уравнения движения космической тросовой системы получены с помощью второго закона Ньютона и теоремы об изменении момента количества движения. Для выпуска троса и приведения орбитальной тросовой системы в рабочее состояние в статье предлагается использовать программу управления силой натяжения троса, которая обеспечивает развертывание тросовой системы в положение, близкое к вертикальному. Проводится сравнение движения тросовой системы по невозмущенной окололунной орбите и по возмущенной, учитывающей гравитационное влияние Земли. Для обоснования теоретических результатов проведено численное моделирование, по результатам которого сделан вывод о влиянии притяжения Земли на амплитуду колебаний микроспутника относительно местной вертикали.

Ключевые слова: космическая тросовая система, космическая станция, микроспутник, окололунная орбита, развертывание тросовой системы, программа управления.

Введение

Актуальность исследований динамики и разработка законов управления движением тросовых спутниковых группировок объясняется возможностью создания космических систем, состоящих из нескольких малых космических аппаратов, соединенных тросами. При этом входящие в группировку аппараты совершают согласованный полет. Такая система обладает легкостью и большим разнообразием конфигураций, и может применяться в задачах исследования космического пространства, планет и т. п. Обзор применения космических тросовых систем приведен в работах [1; 2].

Многие проекты освоения Луны и Марса предполагают использование космической станции на окололунной орбите [3–6]. Она может служить космическим портом на орбите Луны, который сможет обеспечить жизнеобеспечение длительных экспедиций на поверхности Луны, а также станет отправной точкой для исследования глубокого космоса.

В работе рассматривается развертывание радиальной космической тросовой системы, состоящей из космической станции и малого космического аппарата, на окололунной орбите с учетом притяжения Земли (рис. 1).

Развертывание производится по закону управления, который обеспечивает развертывание троса на заданную длину при небольших отклонениях от вертикального положения. Приводится сравнение процесса развертывания при наличии притяжения Земли и без его учета.

1. Математическая модель

Рассматриваемая в работе механическая система представлена на рис. 2. Она состоит из кос-

Исследование выполнено при финансовой поддержке РФФИ и Государственного фонда естественных наук Китая в рамках научного проекта № 21-51-53002.

✉ ta_ledkova@bk.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2021

мической станции D и малого космического аппарата B, который прикреплен к станции невесомым нерастяжимым тросом длины l_b. Станцию будем считать цилиндром, масса которого m_d, длина d, радиус ρ_d. Спутник рассмотрим как шар, масса которого m_b, радиус ρ_b. На рис. 2 v – угол истинной аномалии станции; θ – угол истинной аномалии Луны; β – угол отклонения центральной оси спутника B от локальной вертикали; φ – угол отклонения троса, соединяющего станцию и спутник, от оси симметрии спутника; δ – угол отклонения оси симметрии станции от троса в месте его крепления к станции; r_b – радиус орбиты спутника B. Станция движется по окололунной возмущенной орбите радиуса r_d.

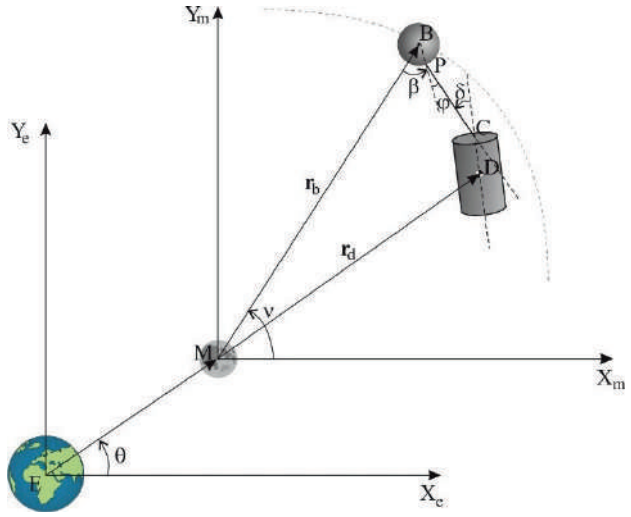


Рис. 1. Радиальная окололунная тросовая система

С помощью второго закона Ньютона и теоремы об изменении кинетического момента запишем уравнения движения [7]:

$$m_b\ddot{\mathbf{r}}_b = -\mathbf{T} + \mathbf{G}_b^m + \mathbf{G}_b^e,\ m_d\ddot{\mathbf{r}}_d = -\mathbf{T} + \mathbf{G}_d^m + \mathbf{G}_d^e,$$
$$J_b\boldsymbol{\omega}_b = \boldsymbol{\omega}_b \times J_b\boldsymbol{\omega}_b - r_b \times \mathbf{T} - \mathbf{M}_b^m - \mathbf{M}_b^e, \qquad (1)$$
$$J_d\boldsymbol{\omega}_d = \boldsymbol{\omega}_d \times J_d\boldsymbol{\omega}_d - r_d \times \mathbf{T} - \mathbf{M}_d^m - \mathbf{M}_d^e,$$

где $\mathbf{G}_b^m = -m_b\mu_M\mathbf{r}_b|\mathbf{r}_b|^{-3}$, $\mathbf{G}_b^e = -m_b\mu_E\mathbf{r}_b|\mathbf{r}_b|^{-3}$, $\mathbf{G}_d^m = -m_d\mu_M\mathbf{r}_d|\mathbf{r}_d|^{-3}$, $\mathbf{G}_d^e = -m_d\mu_E\mathbf{r}_d|\mathbf{r}_d|^{-3}$ – векторы сил притяжения Луны (с индексом m) и Земли (с индексом e), действующие на спутник B и станцию D, соответственно; $\mathbf{T}_b = \{T\sin(\beta+\varphi), -T\cos(\beta+\varphi), 0\}^T$, $\mathbf{T}_d = -\mathbf{T}_b$ – векторы силы натяжения троса, $\boldsymbol{\omega}_b = \{0, 0, v+\beta\}^T$, $\boldsymbol{\omega}_d = \{0, 0, v+\beta+\varphi+\delta\}^T$ – угловые скорости спутника B и станции D относительно центра масс механической системы; матрицы моментов инерции спутника B и станции D:

$$J_b = \begin{pmatrix} J_{bx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{by} & 0 \\ 0 & 0 & J_{bz} \end{pmatrix},\quad J_d = \begin{pmatrix} J_{dx} & 0 & 0 \\ 0 & J_{dy} & 0 \\ 0 & 0 & J_{dz} \end{pmatrix}.$$

Радиус-векторы, задающие положение станции и спутника в орбитальной системе координат:

$$\mathbf{r}_d = \begin{Bmatrix} \cos v\left(\rho_b\sin\beta + l_b(\beta+\varphi) + \frac{d}{2}\sin(\beta+\varphi+\delta)\right) - \sin v\left(r_b - \rho_b\cos\beta - l_b\cos(\beta+\varphi) - \frac{d}{2}\cos(\beta+\varphi+\delta)\right) \\ \sin v\left(\rho_b\sin\beta + l_b(\beta+\varphi) + \frac{d}{2}\sin(\beta+\varphi+\delta)\right) + \cos v\left(r_b - \rho_b\cos\beta - l_b\cos(\beta+\varphi) - \frac{d}{2}\cos(\beta+\varphi+\delta)\right) \end{Bmatrix},$$

$$\mathbf{r}_b = \{r_b\cos v, r_b\sin v, 0\}^T.$$

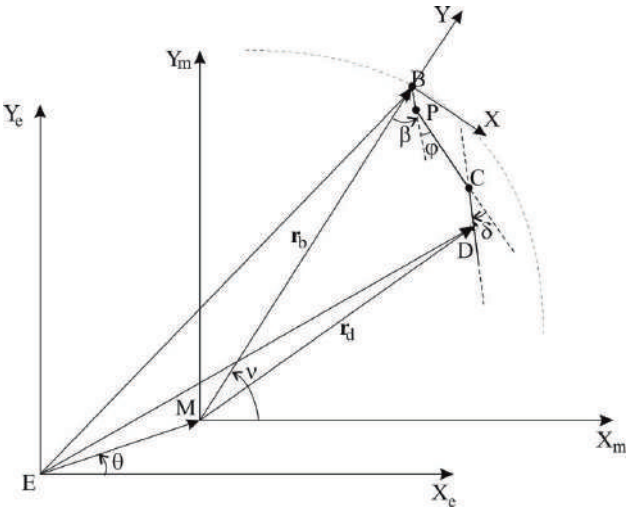


Рис. 2. Механическая система

Гравитационные моменты, действующие на спутник B и станцию D, обусловленные притяжением Луны, в общем виде записываются как [8]:

$$\mathbf{M}_b^m = \left\{ \frac{3\mu_M \left(J_{bz} - J_{by}\right)\mathbf{MB}_y\mathbf{MB}_z}{\left|\mathbf{r}_b\right|^3}, \frac{3\mu_M \left(J_{bx} - J_{bz}\right)\mathbf{MB}_z\mathbf{MB}_x}{\left|\mathbf{r}_b\right|^3}, \frac{3\mu_M \left(J_{by} - J_{bx}\right)\mathbf{MB}_z\mathbf{MB}_y}{\left|\mathbf{r}_b\right|^3} \right\},$$

$$\mathbf{M}_d^m = \left\{ \frac{3\mu_M \left(J_{dz} - J_{dy}\right)\mathbf{MD}_y\mathbf{MD}_z}{\left|\mathbf{r}_d\right|^3}, \frac{3\mu_M \left(J_{dx} - J_{dz}\right)\mathbf{MD}_z\mathbf{MD}_x}{\left|\mathbf{r}_d\right|^3}, \frac{3\mu_M \left(J_{dy} - J_{dx}\right)\mathbf{MD}_z\mathbf{MD}_y}{\left|\mathbf{r}_d\right|^3} \right\},$$

где векторы $\mathbf{MB} = \mathbf{r}_b, \mathbf{MD} = \mathbf{r}_d$ (рис. 2).

Положение Луны относительно Земли задается вектором:

$$\mathbf{EM} = \mathbf{r}_m = \left\{ \frac{\rho_M \cos\theta}{1 + e_M \cos\theta}, \frac{\rho_M \sin\theta}{1 + e_M \cos\theta}, 0 \right\}^T,$$

где e_M, ρ_M – эксцентриситет и фокальный параметр орбиты Луны. Движение Луны вокруг Земли описывается уравнением [9]:

$$\theta = \sqrt{\frac{\mu_E}{\rho_M^3}} \left(1 + e_M \cos\theta\right)^2, \tag{2}$$

где μ_E – гравитационный параметр Земли.

Запишем в общем виде выражения гравитационного момента, действующего на спутник *B* и станцию *D* и обусловленного притяжением Земли:

$$\mathbf{M}_b^e = \left\{ \frac{3\mu_E \left(J_{bz} - J_{by}\right)\mathbf{EB}_y\mathbf{EB}_z}{\left|\mathbf{r}_b\right|^3}, \frac{3\mu_E \left(J_{bx} - J_{bz}\right)\mathbf{EB}_z\mathbf{EB}_x}{\left|\mathbf{r}_b\right|^3}, \frac{3\mu_E \left(J_{by} - J_{bx}\right)\mathbf{EB}_z\mathbf{EB}_y}{\left|\mathbf{r}_b\right|^3} \right\},$$

$$\mathbf{M}_d^e = \left\{ \frac{3\mu_E \left(J_{dz} - J_{dy}\right)\mathbf{ED}_y\mathbf{ED}_z}{\left|\mathbf{r}_d\right|^3}, \frac{3\mu_E \left(J_{dx} - J_{dz}\right)\mathbf{ED}_z\mathbf{ED}_x}{\left|\mathbf{r}_d\right|^3}, \frac{3\mu_E \left(J_{dy} - J_{dx}\right)\mathbf{ED}_z\mathbf{ED}_y}{\left|\mathbf{r}_d\right|^3} \right\},$$

где векторы $\mathbf{EB} = \mathbf{EM} + \mathbf{r}_b$, $\mathbf{ED} = \mathbf{EM} + \mathbf{r}_d$.

Из первого уравнения системы (1) выразим силу натяжения троса:

$$T = 8m_B \left[-\frac{1}{4}\left(\left(1 + e_M \cos\theta\right)\left(\nu r_b + \frac{1}{2}\nu r_b \right)\left(\left(-4e_M r_b \rho_M \sin\left(\nu - 2\theta\right) - 8r_b\rho_M \sin\left(\nu - 2\theta\right) + \right.\right.\right.$$

$$\left. + 2e_M^2 r_b^2 \cos 2\theta + 8e_M r_b^2 \cos\theta - 4e_M r_b \rho_M \sin\nu + \left(2e_M^2 + 4\right) r_b^2 + 4\rho_M^2 \right) \Big/ \left(1 + e_M \cos\theta\right)^2 \Big)^{\frac{3}{2}} +$$

$$\left. + \mu_E \rho_M \left(\cos\nu \cos\theta + \sin\nu \sin\theta\right) \right] \Big/$$

$$\left[\left(\frac{-4e_M r_b \rho_M \sin\left(\nu - 2\theta\right) - 8r_b\rho_M \sin\left(\nu - \theta\right) + 2e_M^2 r_b^2 \cos 2\theta + 8e_M r_b^2 \cos\theta - 4e_M r_b \rho_M \sin\nu + \left(2e_M^2 + 4\right) r_b^2 + 4\rho_M^2}{\left(1 + e_M \cos\theta\right)^2} \right)^{\frac{3}{2}} \cdot \right.$$

$$\left. \cdot \sin\left(\beta + \varphi\right)\left(1 + e_M \cos\theta\right) \right]$$

В скалярной форме уравнений движения (1) введем замену: $u_b = l_b / l_b$, где u_b – предлагаемый закон управления выпуском троса [10]:

$$u_b = \frac{\left(l_{b\max} - l_b\right)}{l_{b\max}} \left(\frac{1}{2}\nu - \left(\dot{\beta} + \varphi + \dot{\delta}\right)\frac{l_b}{l_{b\max}} \right). \tag{3}$$

Выражая из (3) l_b и дифференцируя по *t*, получим:

$$l_b = \left(-\frac{l_b}{l_{b\max}} \left(\frac{\dot{\nu}}{2} - \frac{\beta + \varphi l_b}{l_{b\max}} \right) + \frac{\left(l_{b\max} - l_b\right)}{l_{b\max}} \left(\frac{\ddot{\nu}}{2} - \frac{\left(\ddot{\beta} + \ddot{\varphi}\right) l_b}{l_{b\max}} - \frac{\left(\dot{\beta} + \dot{\varphi}\right)}{l_{b\max}} \right) \right) l_b +$$

$$+ \frac{\left(l_{b\max} - l_b\right) l_b}{l_{b\max}} \left(\frac{\nu}{2} - \frac{\left(\beta + \varphi\right) l_b}{l_{b\max}} \right). \tag{4}$$

Таким образом, в систему уравнений движения космической тросовой системы входят уравнения (1) без первого уравнения, уравнение (2) и уравнение (4).

2. Численные результаты

При численном моделировании использовались следующие массово-геометрические параметры тросовой системы: масса станции $m_d = 2000$ кг, ее длина $d = 2$ м, радиус $\rho_d = 1$ м, масса спутника $m_b = 20$ кг, его радиус $\rho_b = 1$ м, конечное значение длины троса $l_{bmax} = 500$ м, максимальная скорость развертывания $V_{\max} = 1$ м/с. Начальные условия: $\theta_0 = \pi/2$ рад, $v_0 = -\pi/2$ рад, $\beta = 0{,}01$ рад, $\delta_0 = \varphi_0 = 0$ рад, $l_{b0} = 0{,}01$ м, $v = 0{,}00066$ рад/с, $r_{b0} = 500$ км, $\beta_0 = \delta_0 = \varphi_0 = 0$ рад/с, $l_{b0} = 0{,}00033$ м/с.

На рис. 3–6 показаны графики изменения параметров системы при ее движении по возмущенной (сплошная линия) и невозмущенной (штриховая линия) окололунной орбите.

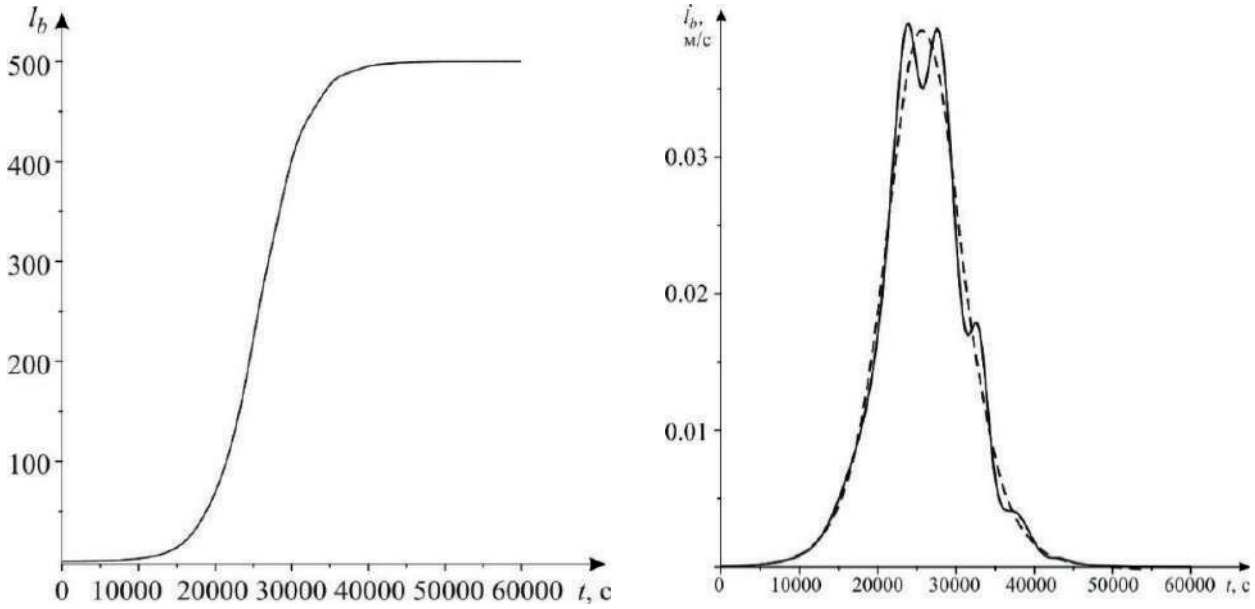


Рис. 3. Изменение длины троса $l_b(t)$ и скорости изменения длины троса $l_b(t)$ при развертывании космической тросовой системы

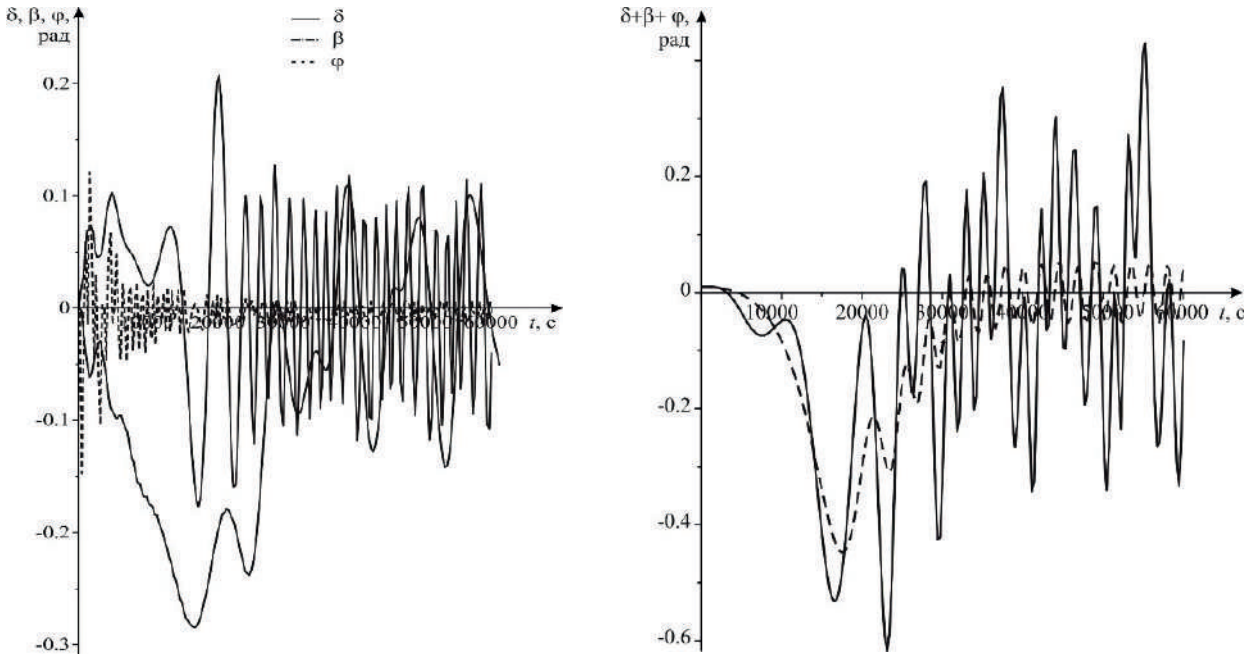


Рис. 4. Изменения углов β, φ, δ и отклонение спутника от местной вертикали (β + φ + δ) при развертывании космической тросовой системы

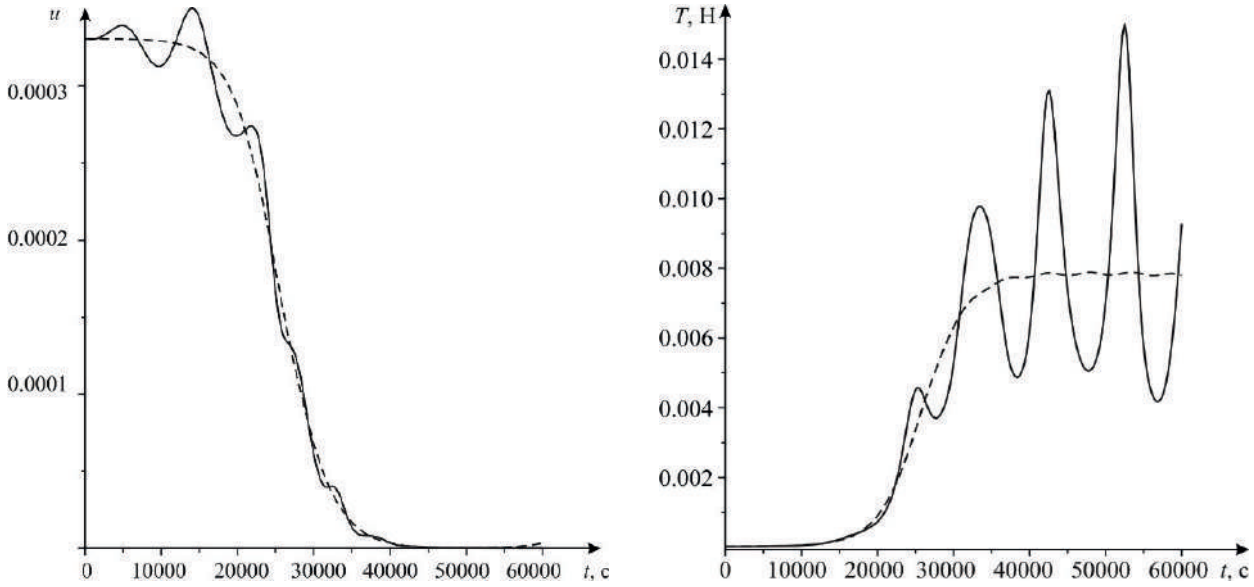


Рис. 5. График управляющей функции u_b и изменения силы натяжения троса T при развертывании космической тросовой системы

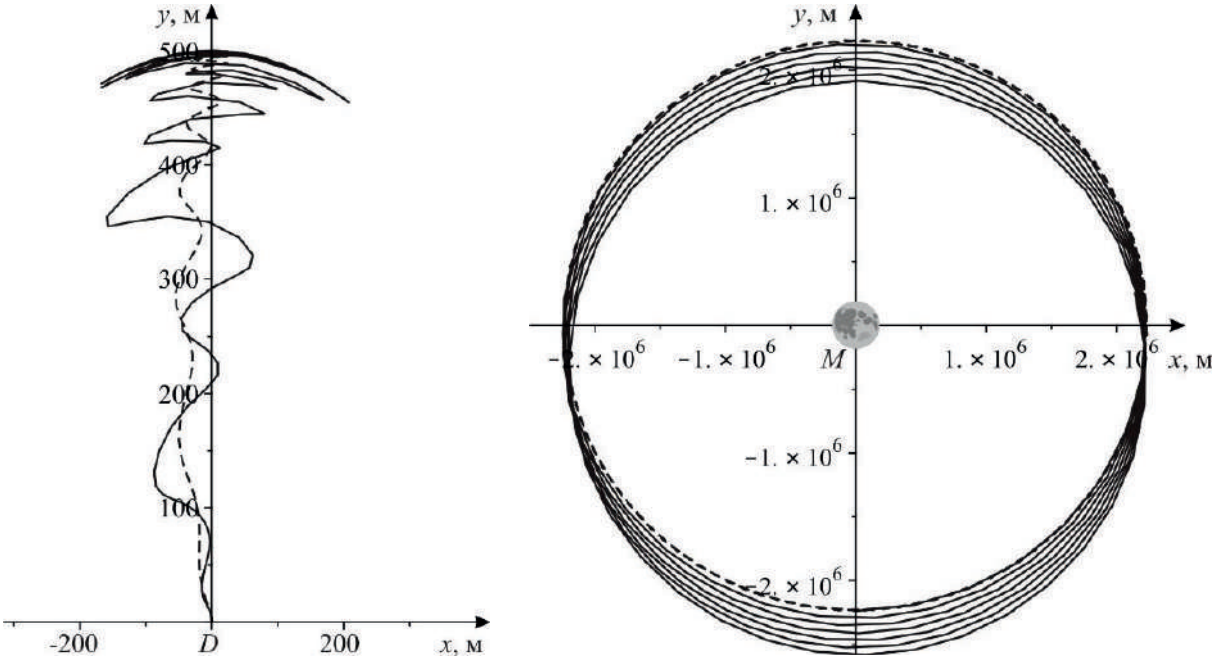


Рис. 6. Развертывание тросовой системы и орбита станции D

Исследуя полученные графики, можно сделать вывод, что возмущения, вызванные притяжением Земли, вызывают увеличение амплитуды колебаний спутника относительно местной вертикали.

Заключение

Рассматривалось движение космической тросовой системы, состоящей из космической станции и малого космического аппарата. Станция и спутник рассматривались как твердые тела, трос – как невесомый нерастяжимый стержень. В работе предполагалось, что космическая тросовая система совершает радиальное развертывание по заданной программе. На движение тросовой системы оказывали влияние возмущения, связанные с притяжением Земли.

В работе получены следующие результаты:

1. С помощью второго закона Ньютона и теоремы об изменении кинетического момента были составлены уравнения движения и разработана математическая модель движения космической системы.

2. Был рассмотрен предложенный ранее закон управления развертыванием тросовой систе-

мы и найдена сила натяжения троса, обеспечивающая требуемое управление с учетом притяжения Земли.

3. Показано, что предлагаемый закон управления выпуском троса обеспечивает развертывание троса на заданную длину.

4. Проведено сравнение графиков при движении тросовой системы по возмущенной и невозмущенной окололунной орбите. Из приведенных результатов следует, что возмущения, связанные с притяжением Земли, вызывают увеличение амплитуды колебаний спутника относительно местной вертикали.

В дальнейшем планируется исследовать гравитационную стабилизацию тросовой системы с помощью добавления второго малого космического аппарата, прикрепленного к станции тросом [10–12].

Список литературы

[1] Белецкий В. В., Левин Е. М. Динамика космических тросовых систем. М. : Наука, 1990. 329 с.
[2] Cartmell M. P., McKenzie D. J. A review of space tether research // Progress in Aerospace Sciences. 2008. vol. 44. no. 1. pp. 1–21.
[3] Levack D. J., Horton J. F., Joyner C. R., Kokan T. S., Widman F., Guzek B. J. Mars NTP Architecture Elements Using the Lunar Orbital Platform-Gateway // 2018 AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition. 2018. P. 5105.
[4] Burns J. O., Mellinkoff B., Spydell M., Fong T., Kring D. A., Pratt W. D., Cichan T., Edwards C. M. Science on the lunar surface facilitated by low latency telerobotics from a Lunar Orbital Platform – Gateway // Acta Astronautica. 2019. vol. 154. pp. 195–203.
[5] Haws T. D., Zimmerman J. S., Fuller M. E. SLS, the Gateway, and a Lunar Outpost in the Early 2030s // IEEE Aerospace Conference Proceedings. 2019.
[6] Пугаченко С. Е., Козедуб Д. А. Исследование режимов обслуживания экипажем окололунной орбитальной станции-космопорта // Вестник Московского государственного технического университета им. Н. Э. Баумана. Серия машиностроение. 2019. № 4. С. 31–43.
[7] Бухгольц Н. Н., Гольцман В. К. Курс теоретической механики. М. Оборонгиз, 1939.
[8] Junkins J. L., Schaub H. Analytical mechanics of space systems. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009.
[9] Егоров В. А., Гусев Л. И. Динамика перелетов между Землей и Луной. М. : Наука, 1980. 544 с.
[10] Заболотнов Ю. М., Ледкова Т. А. Развертывание и стабилизация движения космической тросовой системы на круговой окололунной орбите // Труды 63-й Всеросс. науч. конф. М. 2020. С. 67–70.
[11] Zabolotnov Yu. M. Control of the deployment of an orbital tether system that consists of two small spacecraft // Cosmic Research. 2017. vol. 55. no. 3. pp. 224–233.
[12] Levin E. Dynamic analysis of space tether missions // Am. Astronaut. Soc. Adv. Astronaut. Sci.. 2007. 126 p.

ANALYSIS OF THE PROCESS OF DEPLOYMENT OF A LUNAR TETHER SYSTEM TAKING INTO ACCOUNT THE EARTH'S GRAVITY

T. A. Ledkova, Yu. M. Zabolotnov
Samara National Research University,
Samara, Russian Federation

The development of space transport systems for the delivery of payloads and the study of the lunar surface is an important scientific and technical challenge. The article considers a near-lunar space tether system consisting of a station and a microsatellite. The station is considered as a rigid body having a cylindrical shape, and the microsatellite is considered as a spherical rigid body. The tether is considered as a weightless inextensible rod of variable length. The station moves in a near-lunar orbit, which is influenced by the Earth's gravity. The process of deployment of a radially directed near-lunar tether system is considered. The equations of motion of

the space tether system are obtained using Newton's second law and the theorem on the change in the angular momentum. To release the tether and bring the orbital tether system to a working state, the article proposes to use the control program of tethers tension force, which ensures the deployment of the tether system to a position close to the vertical. A comparison of the motion of the tether system along the unperturbed lunar orbit and along the perturbed one, taking into account the gravitational influence of the Earth, is made. To substantiate the theoretical results, a numerical simulation was carried out, based on the results of which a conclusion was made about the influence of the Earth's gravity on the amplitude of oscillations of the microsatellite relative to the local vertical.

Keywords: space tether system, space station, microsatellite, circumlunar orbit, deployment of the tether system, control program.

References

[1] Beletsky V. V., Levin E. M. *Dinamika kosmicheskih trosovyh sistem* [Dynamics of space tether systems]. Moscow, Nauka, 1990, 329 p. (In Russian)
[2] Cartmell M. P., McKenzie D. J. A review of space tether research // Progress in Aerospace Sciences, 2008, vol. 44, no. 1, pp. 1–21.
[3] Levack D. J., Horton J. F., Joyner C. R., Kokan T. S., Widman F., Guzek B. J. Mars NTP Architecture Elements Using the Lunar Orbital Platform-Gateway // 2018 AIAA SPACE and Astronautics Forum and Exposition, 2018, P. 5105.
[4] Burns J. O., Mellinkoff B., Spydell M., Fong T., Kring D. A., Pratt W. D., Cichan T., Edwards C. M. Science on the lunar surface facilitated by low latency telerobotics from a Lunar Orbital Platform – Gateway // Acta Astronautica, 2019, vol. 154, pp. 195–203.
[5] Haws T. D., Zimmerman J. S., Fuller M. E. SLS, the Gateway, and a Lunar Outpost in the Early 2030s // IEEE Aerospace Conference Proceedings, 2019.
[6] Pugachenko S. E., Kozedub D. A. *Issledovanie rezhimov obsluzhivaniya ekipazhem okololunnoj orbital'noj stancii-kosmoporta* [Investigating crew maintenance modes for a lunar orbital spaceport station] // Herald of the Bauman Moscow State Technical University. Series Mechanical Engineering, 2019, no. 4, pp. 31–43. (In Russian)
[7] Bukhgolts N. N., Goltsman V. K. *Kurs teoreticheskoj mekhaniki* [Course of theoretical mechanics]. Moscow, Oborongiz, 1939. (In Russian)
[8] Junkins J. L., Schaub H. Analytical mechanics of space systems. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2009.
[9] Egorov V. A., Gusev L. I. *Dinamika pereletov mezhdu Zemlej i Lunoj* [Dynamics of flights between the Earth and the Moon]. Moscow, Nauka, 1980, 544 p. (In Russian)
[10] Zabolotnov Yu. M., Ledkova T. A. *Razvertyvanie i stabilizaciya dvizheniya kosmicheskoj trosovoj sistemy na krugovoj okololunnoj orbite* [Deployment and stabilization of the space tether system motion in a circular near-lunar orbit] // Proceedings of the 63rd All-Russian Scientific Conference of MIPT, Moscow, 2020, pp. 67–70. (In Russian)
[11] Zabolotnov Yu. M. Control of the deployment of an orbital tether system that consists of two small spacecraft // Cosmic Research, 2017, vol. 55, no. 3, pp. 224–233.
[12] Levin E. Dynamic analysis of space tether missions // Am. Astronaut. Soc. Adv. Astronaut. Sci., 2007, 126 p.

Сведения об авторах

Заболотнов Юрий Михайлович – доктор технических наук, профессор кафедры программных систем Самарского университета. Окончил Куйбышевский авиационный институт имени академика С. П. Королева в 1976 году. Область научных интересов: динамика спуска космических аппаратов в атмосфере, механика твердого тела, динамика и управление движением космических тросовых систем, асимптотические методы механики.
ORCID: 0000-0002-0409-3107

Ледкова Татьяна Александровна – аспирант кафедры динамики полета и систем управления Самарского университета. Окончила Самарский аэрокосмический университет имени академика С. П. Королева в 2012 году. Область научных интересов: динамика и управление движением тросовых систем, космический лифт, многоразовые транспортные системы.
ORCID: 0000-0002-7887-554X

УДК 62-238.9
DOI 10.26732/j.st.2021.3.05

КАРКАС СОЛНЕЧНОЙ БАТАРЕИ ИЗ ТРУБ ТРЕУГОЛЬНОГО СЕЧЕНИЯ

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

Подавляющее большинство космических аппаратов используют в качестве первичного источника энергии солнечные батареи. Повсеместное использование солнечных батарей обусловлено простотой конструкции, надежностью, экологической безопасностью и минимальным влиянием на электронику и радиоэлементы космического аппарата. Разработка новых, более крупных космических аппаратов вызвана растущими требованиями к их функциональным возможностям. Эти требования приводят к необходимости обеспечения все больших мощностей полезной нагрузки космического аппарата, росту ее массы. Различают солнечные батареи с разным типом подложки: гибкие, полужесткие и жесткие. Многолетний опыт разработок и применения солнечных батарей привел к тому, что отечественные космические аппараты в большинстве конструкций используют солнечные батареи с полужесткой подложкой, состоящей из труб, фитингов и струн. Данная конструкция подложки имеет характеристики на уровне мировых аналогов. Повышение массы полезной нагрузки возможно скомпенсировать снижением массы системы электропитания. Так, для улучшения массово-габаритных характеристик возможна оптимизация конструкции основных несущих элементов – труб, что подразумевает более эффективное использование материала (снижение запаса прочности при неизменной жесткости каркаса). В работе представлены результаты исследования возможности модернизации конструкции каркасов планарных солнечных батарей, повышения их массово-габаритных характеристик. Исследования проводились расчетным и экспериментальными методами, изготовлены и выпущены экспериментальные образцы труб. В результате работ разработан каркас, выполненный из труб треугольного сечения и фитингов, определены массовые и механические характеристики каркаса.

Ключевые слова: оптимизация конструкции, углепластиковый профиль, изогридная структура, выкладка жгутом, фотоэлектрический преобразователь.

Введение

За многолетнюю историю модернизации каркасы солнечных батарей прошли путь от небольших каркасов из алюминиевых профилей с клепаными соединениями до внушительных конструкций с применением композиционных материалов [1–5].

Применение композиционных материалов позволило резко снизить удельную массу каркаса. Совместно с переходом на новый тип фотоэлектрических преобразователей из арсенид-галлия, на смену сетеполотну, которое служит для закрепления фотопреобразователей, пришли струны, а фитинги стали обрабатываться на 5-ти координатных станках с ЧПУ. Все эти изменения также привели к значительному уменьшению массы конструкции. Конструкция современного каркаса представлена на рис. 1.

На сегодняшний день дальнейшее уменьшение массы за счет применения новых материалов или обработки не представляется возможным, поэтому на передний план выступает оптимизация самой конструкции из условий ее работы и воспринимаемых нагрузок.

1. Анализ конструкции каркаса солнечной батареи

Наибольшей проблемой современных каркасов солнечных батарей выступает его жесткость. Жесткость каркаса обеспечивает стабильность ориентации фотоэлементов на источник светового излучения. Прочностные же свойства каркасов стоят не так остро, т. к. нынешние кон-

✉ volkovmv63@yandex.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2021

струкции имеют запас прочности, в несколько раз превышающий рабочие нагрузки.

Принимая во внимание механику раскрытия и конструкцию солнечных батарей, очевидно, что каркасы подвержены изгибу, по большей части, в одном из направлений [6–8]. Круглое сечение является равнопрочным во всех направлениях изгиба. Основываясь на условиях работы можно сделать вывод, что круглое сечение трубы не оптимально.

Также в конструкции используются элементы 1, установленные по периметру каркаса, в соответствии с рис. 2. Элементы поднимают струнную поверхность над плоскостью труб и фитингов, увеличивая полезную площадь каркаса.

Масса труб каркаса составляет более 50 % от массы каркаса. Треугольное сечение с концентрацией материала в углах наилучшим образом подходит для применения в конструкции каркаса за счет большего, по сравнению с круглым сечением, моментом инерции в одном из направлений изгиба. При этом, за счет наличия вершин сечения профиля, стало возможным исключение элементов 1 (рис. 2) из конструкции без потери полезной площади каркаса [9].

Для проверки заложенной концепции были изготовлены две партии труб разных конструкций. Первая и вторая конструкция включала в себя сосредоточение материала по вершинам сечения, однако у первой конструкции боковая стенка выполнена сплошной, а у второй – в виде поддерживающих элементов, то есть труба имела изогридную конструкцию (рис. 3, 4). Характеристики, полученные при испытаниях, приведены в табл. 1.

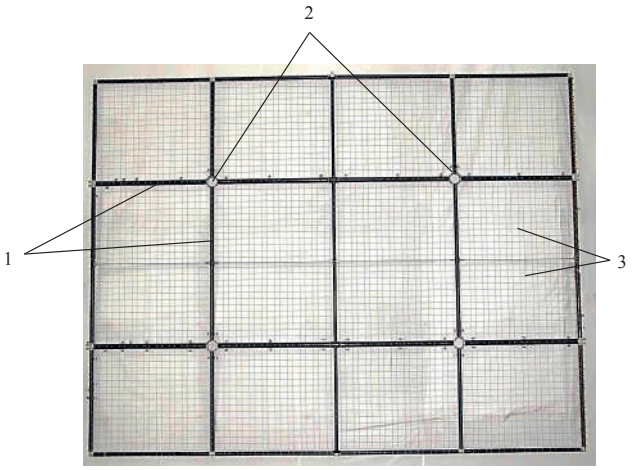


Рис. 1. Конструкция каркаса солнечной батареи:
1 – углепластиковая труба круглого сечения;
2 – фитинг; 3 – струна

Круглые трубы изготавливались полностью автоматизированной намоткой. Треугольные же трубы включали формование отдельных составных частей вершин сечения с дальнейшей их выкладкой и намоткой самой трубы [10].

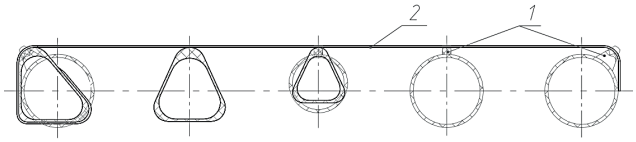


Рис. 2. Сравнение элементов каркасов с трубами круглого и треугольного сечения:
1 – бобышка; 2 – струна

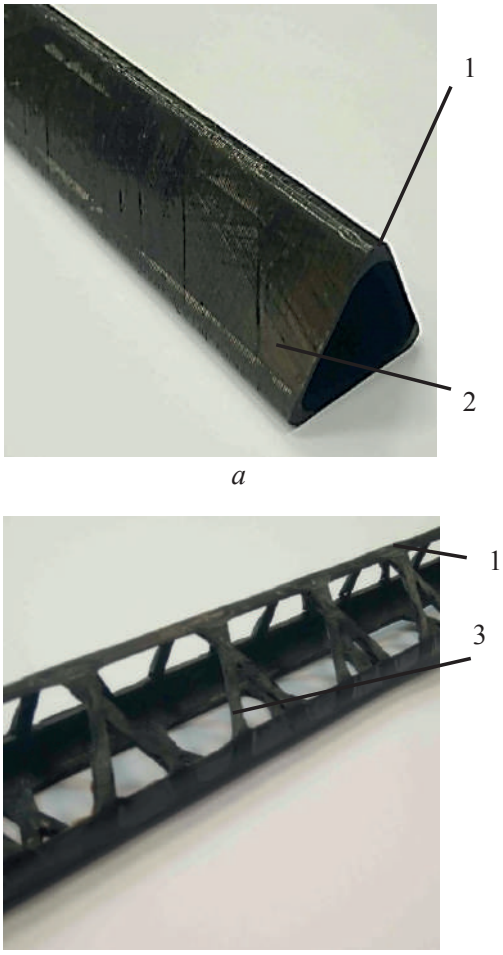


Рис. 3. Общий вид образцов труб:
а – труба со сплошными стенками, *б* – труба с поддерживающими элементами;
1 – продольные стержни, 2 – боковая стенка, 3 – поддерживающие элементы

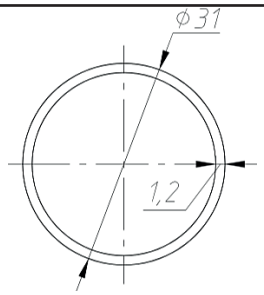
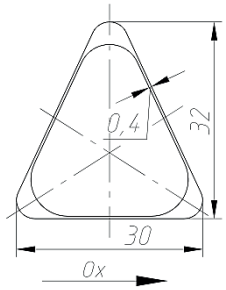
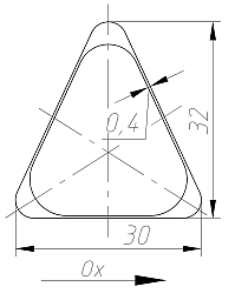
Рис. 4. Изготовление трубы с треугольным сечением

Испытания подтвердили концепцию, заложенную в конструкцию трубы, и расчеты. Материал, сконцентрированный в вершины сечения, воспринимает изгибные нагрузки, а боковые стенки воспринимают крутильные нагрузки.

По результатам испытаний принято решение использовать трубы с решетчатыми боковыми стенками, т. к. помимо преимущества по массе, они обеспечивают простое крепление кабелей солнечной батареи и гибкую оптимизацию под различные нагрузки. Прочность таких труб в 2 раза ниже по сравнению классическими круглыми, однако, достаточная для применения в конструкции каркаса.

Таблица 1

Характеристики образцов труб

Конструкция трубы	Круглое сечение трубы	Треугольное сечение со сплошной стенкой	Треугольное сечение с решетчатой стенкой
Сечение			
$m_{уд.факт}$, г/м	0,188	0,140	0,133
$M_{изг\ разр}$, кгс·м	52	25	25
$E_{изг}$, кгс/мм^2	21000	21000	21000

2. Оптимизация труб треугольного сечения

В связи с большим количеством переменных данных определилась необходимость подбора конструкции трубы треугольного сечения, опираясь на ограничения технологии изготовления. За исходные данные принимались (рис. 5):

- высота профиля H;
- радиус внешних скруглений профиля r;
- изгибающие моменты M_x и M_y;
- крутящий момент $M_{кр}$;
- сжимающая сила, воздействующая вдоль оси трубы, P;
- требуемая жесткость профиля при изгибе EJ_x и EJ_y;
- ширина жгута препрега b;
- толщина жгута препрега k;
- модуль упругости материала E;
- прочность материала $\sigma_в$;
- плотность материала ρ.

В общем случае методика может включать 13 этапов.

Расчеты позволили оптимизировать конструкцию изогридной трубы треугольного сечения без больших временных затрат. Методика позволяет использовать общедоступные программы для расчетов, например Microsoft Excel [11].

На основе результатов оптимизации создана модель для проверки прочности и жесткости профиля в САПР (рис. 6). По результатам расчета профиля в САПР было принято решение о необходимости дополнительных корректировок.

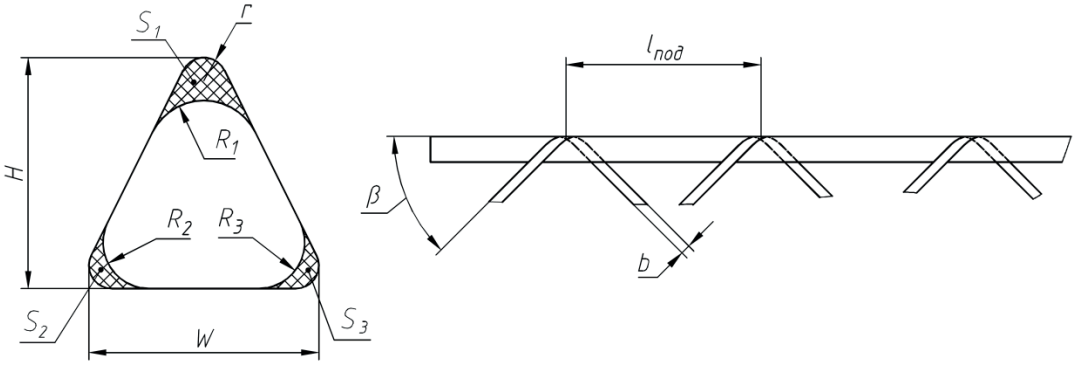


Рис. 5. Параметры трубы треугольного сечения

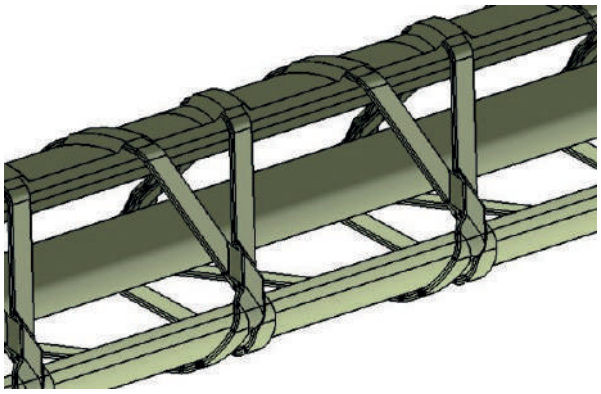


Рис. 6. Оптимизированная послойная модель трубы с треугольным сечением

В результате аналитического метода подобраны трубы треугольного сечения, обладающие массовым преимуществом до 32 % по сравнению с используемыми на данный момент углепластиковыми трубами круглого сечения, обладающими аналогичными жесткостными характеристиками.

3. Анализ оптимизированной конструкции и испытания

После анализа конструкции каркаса с использованием полученных оптимизированных профилей (рис. 7) принято решение об изготовлении конструкции.

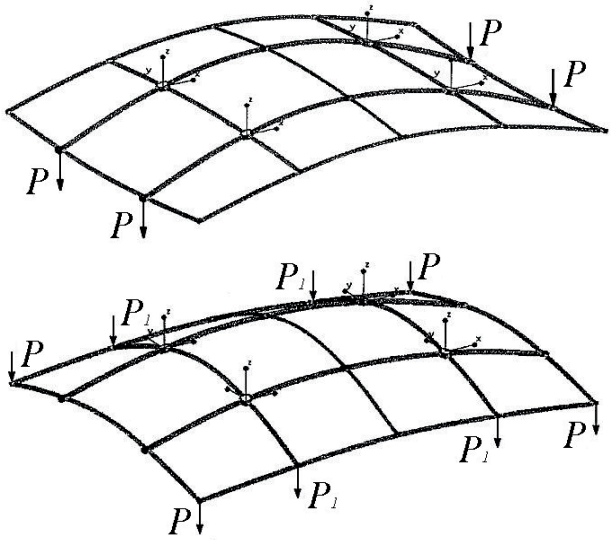
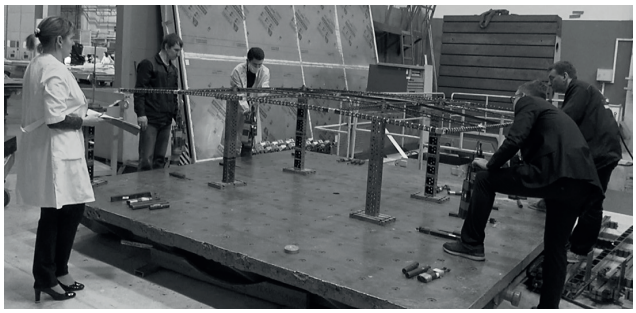
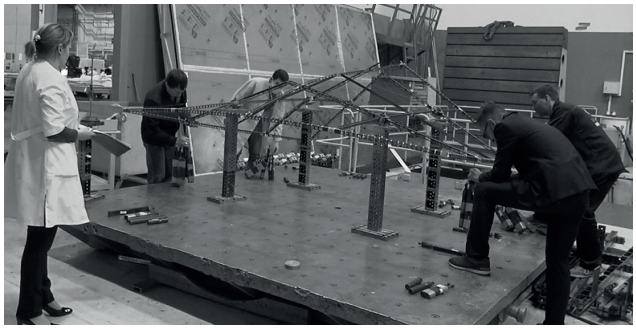


Рис. 7. Расчет каркаса с оптимизированными треугольными трубами

Собранный каркас подвергался статическим испытаниям на изгиб. Статические испытания имитируют максимальную нагрузку на участке выведения космического аппарата и на этапе раскрытия крыла солнечной батареи, а также подтверждают качество сборки каркаса (рис. 8).



а



б

Рис. 8. Испытания каркаса: *а* – нагруженное состояние каркаса; *б* – проверка несущей способности (нагружение до разрушения)

Заключение

В результате испытаний было выявлено:

• каркас удовлетворяет прочностным характеристикам, коэффициент запаса прочности составляет 1,2, что соответствует расчетным параметрам;

• жесткость каркаса не изменилась в сравнении с аналогичным каркасом с профилями круглого сечения;

• масса каркаса снизилась на 10 % в сравнении с аналогичным каркасом с профилями круглого сечения.

Также выявились недостатки конструкции:

• сложность изготовления серийных изогридных профилей треугольной конструкции;

• высокое влияние на массу каркаса качества изготовления профилей;

• усложнение обработки фитингов, т. к. патрубки фитингов не являются телами вращения;

• сложность приклеивания изогридной трубы к фитингу и обеспечение прочности клеевого соединения, т. к. значительно снизилась прочность склеивания.

В процессе работ не удалось достигнуть расчетных значений снижения массы каркаса, что связано со снижением технологичности конструкции и повышением расхода клея при сборке каркаса. Так как при массовом производстве технологичность является одной из ключевых характеристик, при дальнейших работах рассматриваются возможности ее повышения.

Таким образом, на сегодняшний день каркасы солнечных батарей из труб треугольного сечения в полной мере не могут заменить каркасы с трубами круглого сечения на серийных космических аппаратах, в связи с чем прорабатываются варианты улучшения конструкции и внедрения новых технологий.

Список литературы

[1] Городецкий В. М., Афанасьев А. П., Инин И. В. Панель солнечной батареи. Пат. № 2424956 Российская Федерация, 2011. Бюл. № 21.
[2] Бабич Ю. Г., Битков В. А., Кузоро В. И., Миронович В. В., Похабов Ю. П., Финтисов А. И., Халиманович В. И., Эвенов Г. Д. Панель солнечной батареи. Пат. № 2220477 Российская Федерация, 2003. Бюл. № 36.
[3] Немчанинов С. И., Парафейник В. И., Кузоро В. И. Способ изготовления конструкции механического устройства батареи солнечной. Пат. № 2729866 Российская Федерация, 2020. Бюл № 15.
[4] Композитная сетчатая панель солнечных батарей для космических аппаратов [Электронный ресурс]. URL: http://fea.ru/project/188 (дата обращения: 21.02.2021).
[5] Зимин В. Н., Борзых С. В. Механика трансформируемых крупногабаритных конструкций. Часть 1. Солнечные батареи космических аппаратов. М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2012. 67 с.
[6] Усюкин В. И. Строительная механика конструкций космической техники : учеб. для студентов втузов. М. : Машиностроение, 1998. 392 с.
[7] Крылов А. В., Чурилин С. А. Моделирование раскрытия солнечных батарей различных конфигураций // Вестник МГТУ им. Н. Э. Баумана. 2011. № 1 (82). С. 106–112.
[8] Ануфриенко В. Е., Байбородов А. А., Васильева Т. С., Кузоро В. И., Григорьева Е. А., Волков М. В. Панель солнечной батареи. Пат. № 2703800 Российская Федерация, 2019. Бюл. № 30.
[9] Яблокова М. Ю. Полимерные композиционные материалы: методы получения : метод. пособие. М. : МГУ им. М. В. Ломоносова, 2011. 60 с.
[10] Феодосьев В. И. Сопротивление материалов : учеб. для вузов. М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 1999. 592 с.
[11] Справочник-самоучитель по Excel 2007/2010/2013 [Электронный ресурс]. URL: http://excel7.ru (дата обращения: 21.02.2021).

SOLAR BATTERY FRAME MADE OF PIPES TRIANGULAR CROSS-SECTION

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

The vast majority of spacecraft use solar panels as their primary energy source. The widespread using of solar cells is due to the simplicity of the design, reliability, environmental safety and minimal impact on the electronics and radio elements of the spacecraft. The development of new, larger spacecraft is driven by increasing demands on their functionality. These requirements lead to the need to provide more and more payload capacity of the spacecraft, the growth of its mass. There are solar batteries with different types of substrate: flexible, semi-rigid and rigid. Many years of experience in the development and application of solar panels have led to the fact that domestic spacecraft in most designs use solar panels with a semi-rigid substrate consisting of pipes, fittings and strings. This design of the substrate has characteristics at the level of world analogues. The increase in the mass of the payload can be compensated by a decrease in the mass of the power supply system. Thus, to improve the mass-dimensional characteristics, it is possible to optimize the design of the main load-bearing elements-pipes, which implies a more efficient use of the material (reducing the margin of safety with constant rigidity of the frame). The paper presents the results of the study of the possibility of modernizing the structure of the frames of planar solar cells, increasing their mass-dimensional characteristics. The studies were carried out by computational and experimental methods, and experimental

samples of pipes were manufactured and released. As a result of the work, a frame made of triangular pipes and fittings was developed, and the mass and mechanical characteristics of the frame were determined.

Keywords: design optimization, carbon fiber profile, isohrid structure, wiring harness, photoelectric converter.

References

[1] Gorodetsky V. M., Afanas'ev A. P., Yining I. V. *Panel' solnechnoj batarei* [Solar Panel]. Patent RU 2424956, 2011, bulletin no. 21.

[2] Babich Yu. G., Bitkov V. A., Kuzoro V. I., Mironovich V. V., Pokhabov Yu. P., Fintisov A. I., Khalimanovich V. I., Enotori G. D. *Panel' solnechnoj batarei* [Solar Panel]. Patent RU 2220477, 2003, bulletin no. 36.

[3] Nemchaninov S. I., Parafeinik V. I., Kuzoro V. I. *Sposob izgotovleniya konstrukcii mekhanicheskogo ustrojstva batarei solnechnoj* [Method of manufacturing the design of a mechanical device of a solar battery]. Patent RU 2729866, 2020, bulletin no. 15.

[4] *Kompozitnaya setchataya panel' solnechnyh batarej dlya kosmicheskih apparatov* [Composite mesh solar panel for spacecraft]. Available at: http://fea.ru/project/188 (accessed 21.02.2021). (In Russian)

[5] Zimin V. N., Borzykh S. V. *Mekhanika transformiruemyh krupnogabaritnyh konstrukcij. CHast' 1. Solnechnye batarei kosmicheskih apparatov* [Mechanics of transformable large-size structures. Part 1. Solar batteries of spacecraft]. Moscow, Bauman Moscow State Technical University, 2012, 67 p. (In Russian)

[6] Usyukin V. I. *Stroitel'naya mekhanika konstrukcij kosmicheskoj tekhniki* [Construction mechanics of structures of space technology]. Moscow, Mashinostroenie, 1998, 392 p. (In Russian)

[7] Krylov A. V., Churilin S. A. *Modelirovanie raskrytiya solnechnyh batarej razlichnyh konfiguracij* [Modeling of the disclosure of solar panels of various configurations] // Bulletin of the Bauman Moscow State Technical University, 2011, no. 1 (82), pp. 106–112. (In Russian)

[8] Anufrienko V. E., Bayborodov A. A., Vasilyeva T. S., Kruzoro V. I., Grigorieva E. A., Volkov M. V. *Panel' solnechnoj batarei* [Solar Panel]. Patent RU 2703800, 2019, bulletin no. 30.

[9] Yablokova M. Yu. *Polimernye kompozicionnye materialy: metody polucheniya* [Polymer composite materials: methods of production: A methodological guide]. Moscow, Lomonosov Moscow State University, 2011, 60 p. (In Russian)

[10] Feodosyev V. I. *Soprotivlenie materialov* [Resistance of materials]. Moscow, Bauman Moscow State Technical University, 1999, 592 p. (In Russian)

[11] *Spravochnik-samouchitel' po Excel 2007/2010/2013* [Self-help guide for Excel 2007/2010/2013]. Available at: http://excel7.ru (accessed 21.02.2021). (In Russian)

Сведения об авторах

Волков Михаил Вячеславович – аспирант, инженер-конструктор отдела конструирования механических систем АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Самарский университет в 2017 году. Область научных интересов: ракетно-космическая техника, крупногабаритные трансформируемые системы, механика.

Двирный Валерий Васильевич – доктор технических наук, профессор, ведущий специалист по выявлению и защите интеллектуальной собственности АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва», профессор базовой кафедры «Прикладная физика и космические технологии» Сибирского федерального университета. Окончил Московский авиационный институт в 1969 году. Область научных интересов: агрегаты систем космических аппаратов, защита интеллектуальной собственности.

Ковелю Анатолию Архиповичу,
доктору технических наук, профессору, посвящается:

Целеустремлённость человека в познании космоса во всём многообразии его проявлений и освоении в мирных целях – это прекрасное качество. При освоении перед ним раскрывается множество путей в реализации задуманных идей. Главное здесь не заблудиться в лабиринтах непознанного, не растратить свои силы впустую, а чётко определить цель, к которой необходимо стремиться, и правильно поставить задачи, которые следует решать для её достижения!

А. И. Горностаев, кандидат технических наук

УДК 621.396.6-001.4
DOI 10.26732/j.st.2021.3.06

ЭТАПЫ ИНФОРМАЦИОННОГО ОБЕСПЕЧЕНИЯ РАЗРАБОТОК БОРТОВОЙ АППАРАТУРЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ*

А. А. Ковель

*Сибирский федеральный университет,
г. Красноярск, Российская Федерация
ФГБОУ ВО Сибирская пожарно-спасательная академия ГПС МЧС России,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация*

Наземно-экспериментальная отработка элементов космической техники – ответственный этап в создании космических изделий, фактически – это наземный «полет» создаваемых устройств. И от того, насколько адекватно будут воспроизведены на этом этапе эксплуатационные условия и обеспечено успешное функционирование устройств в предполагаемых условиях, зависит его успешная работа в реальном полете в течение срока эксплуатации. Радиоэлектронные устройства бортовой аппаратуры космического аппарата – один из непременных элементов, обеспечивающих выполнение целевых задач, которые должны подтвердить свою готовность к предстоящей работе на этапе наземно-экспериментальной отработки. В статье рассмотрены этапы информационного обеспечения разработок бортовой аппаратуры космических аппаратов, показывающие пути совершенствования технологии экспериментальной отработки разработок бортовой аппаратуры космических аппаратов. Показано, что на современном этапе развития космической отрасли стало возможным внедрение в инженерную практику методологии математического планирования эксперимента. Появился задел прикладных работ по радиоэлектронной тематике, показывающий возможность выявлять в полном факторном эксперименте влияние внутренних неуправляемых параметров (факторов) электронных компонентов на результаты эксперимента. Это сняло преграду при реализации возможностей метода в исследованиях и совершенствовании радиоэлектронных устройств бортовой аппаратуры.

Ключевые слова: матрица планирования, математическое планирование эксперимента, полный факторный эксперимент, факторограмма, коридор откликов, принцип Седякина, метод толерантных пределов, бутстреп-метод.

Введение

Наземная экспериментальная отработка (НЭО) элементов, устройств и систем космических аппаратов (КА) – неизменный этап создания КА. На первых этапах становления космической отрасли технология НЭО была на уровне информационно не обеспеченного инженерно-технического «творчества» и «самодеятельности». И только время и наработанный опыт, как результат ошибок и успехов, привели к пониманию НЭО как наземного «полета», охватывающего весь комплекс особенностей полета реального с учетом

* Отредактировал и дополнил А. И. Горностаев

✉ galiv@iss-reshetnev.ru

© Ассоциация «ТП «НИСС», 2021

ограничений, которые возникали в связи с невозможностью воспроизведения комплекса факторов космического пространства (ФКП) в их естественном проявлении. На первых этапах для этого не было достаточного фактического материала, воссоздающего действительную модель космоса. Не было необходимого оборудования для воспроизведения комплекса ФКП и, когда оно появилось, оказалось, что по ряду воздействий оно монофакторное. В то время, как в реальной обстановке (в условиях ФКП), оно полифакторное.

Также недостаточно была разработана технология НЭО. И только запросы ядерной энергетики и космической техники придали развитию этого направления положительной импульс. Появились редакции зарубежных и отечественных публикаций, которые в конечном итоге обосновали процесс выпуском отраслевых и государственных и нормативных документов, определяющих необходимый уровень экспериментальных и исследовательских работ на этапе НЭО и необходимый объем результатов для принятия решения о возможности выхода КА за пределы конструкторского бюро и заводов-изготовителей к орбитальной работе.

Предприятия шли к этому своим путем. Статья представляет некоторые фрагменты этого процесса по пути к совершенствованию НЭО элементов бортовой аппаратуры (БА) КА.

1. Общие положения

Весомость экспериментальной отработки сложных технических устройств, к которым относится БА КА, не теряет своей актуальности. Время вносит коррективы в технологию реализации: движение от простого макетирования будущих устройств к более совершенным факторам организации и использование моделирования на ЭВМ.

Совершенствование и оптимизация экспериментального исследования всегда сопутствовали разработке, о чем свидетельствуют публикации, пик которых был связан с успехами приборостроения различного назначения [1; 2].

Положение, что только исчерпывающая параметрическая оценка создаваемых технических устройств может обеспечивать необходимое качество создаваемого продукта и, в конечном итоге, является условием перехода от экстенсивной затратной экономики к экономике интенсивной, способствующей техническому прогрессу, – не вызывает сомнений [3]. А ряд принципов, аккумулированных в справочном пособии [1], и в настоящее время могут быть источником идей при формировании современных подходов.

Так как экспериментальная отработка БА КА реализуется в процессе испытаний в режимах и условиях, максимально приближенных к эксплуатационным, то для исследователя важны научно обоснованные принципы организации исследований, а также оценка результатов минимально достаточного количества образцов, позволяющих принимать решения о соответствии разработки поставленным требованиям. И тогда разработка считается информационно обеспеченной.

2. Этапы информационного обеспечения разработок бортовой аппаратуры

В общем виде эффективность испытаний может быть оценена как вероятность того, что вектор $\hat{Y}_{\langle 2\rangle}$ показателей качества испытаний находится в области $\left\{\hat{Y}_{\langle 2\rangle}\right\}$ допустимых значений [1; 2]. Таким образом, для оценки показателя эффективности необходимо иметь вектор $\hat{Y}_{\langle 2\rangle}$, его характеристики (закон распределения или моменты) и область допустимых значений вектора. Не вдаваясь в детали формирования вектора, следует отметить, что методология оценки не может быть ориентиром для изготовителя будущего устройства, так как оценка формируется по результатам исследований, а каковы необходимы ресурсы подготовки и реализации исследований, ответа нет.

Рекомендации, исходя из ряда статистических предпосылок, содержит работа [4]. В предположении нормального распределения контролируемых параметров для практических применений могут быть достаточными результаты испытаний 30–100 образцов.

Однако с позиции современного понимания экспертного исследования последнее утверждение требует значительного уточнения и детализации.

2.1. Исследование устройств по методологии математического планирования эксперимента

Так, если рассматривать устройство как объект исследования (ОИ) по плану активного эксперимента – МПЭ (математического планирования эксперимента) [5–7], то обобщенная графическая модель устройства в пространстве воздействий может быть представлена следующим образом (рис. 1).

Воздействиями на рассматриваемый ОИ являются:

- $\{X_{\text{вх}}\}$ – входные сигналы, уровни питающих токов и напряжений;
- $\{X_{\text{внш}}\}$ – воздействия эксплуатационной среды (для КА – космического пространства): температура, давление, радиационные воздействия и др.;
- $\{X_{\text{внт}}\}$ – разброс параметров комплектующих, взаимодействие элементов в пространстве конструкции и др.

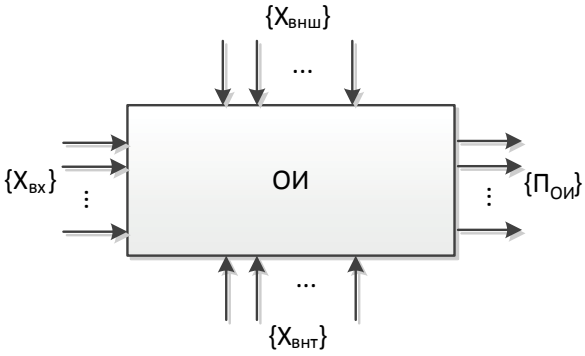


Рис. 1. Объект исследований:
$\{X_{вх}\}$ – совокупность входных воздействий;
$\{X_{внш}\}$ – совокупность внешних воздействий;
$\{X_{внт}\}$ – совокупность внутренних воздействий;
$\{П_{ои}\}$ – совокупность контролируемых параметров ОИ

Общее для всех воздействий (факторов) – различная физическая природа, случайные уровни в известных (предполагаемых) пределах, независимость (в большинстве случаев), возможность управления (в большинстве случаев).

Используя факторы $\{X_{вх}\}$ и $\{X_{внш}\}$, учитывая их независимость и управляемость, представляют полный набор опытов для исследования зависимости $П_{ои}$ от изменяющихся воздействий (полный факторный эксперимент – ПФЭ) в виде таблицы – матрицы планирования (МП), партитуры представляющих исследований (табл. 1).

Таблица 1

Матрица планирования, $n = 3$

№ опыта	x_1	x_2	x_3	$П_{ои}$
1	+	+	+	$П_1$
2	−	+	+	$П_2$
3	+	−	+	$П_3$
4	−	−	+	$П_4$
5	+	+	−	$П_5$
6	−	+	−	$П_6$
7	+	−	−	$П_7$
8	−	−	−	$П_8$

Исходная предпосылка в начале исследования – зависимость $П_{ои}$ от всех факторов линейная. Для ее восстановления (математической модели – ММ) вида

$$П_{ои} = П(x) = в_0 + в_1x_1 + в_2x_2 + \ldots \qquad (1)$$

достаточно каждый фактор устанавливать (варьировать) в процессе эксперимента на двух уровнях (min – «−»; max – «+»). Тогда для оценки коэффициентов влияния ($в_i$) факторов потребуется в общем случае $N = 2^n$ опытов (n – количество факторов), исчерпывающих все возможные сочетания уровней факторов (опыт – строка МП).

Таким образом, МП – исходная база программы исследований, определяющая:

- номенклатуру технологического оборудования, обеспечивающего имитацию физических воздействий (стенды, установки, измерительные средства) и реального эксперимента;
- набор измерительно-вычислительных средств для фиксации и обработки результатов;
- необходимое нестандартное оборудование (подставки, кабели, переходные устройства и др.).

Если при этом учесть дублирующие (параллельные) опыты, необходимые для корректных статистических оценок, то МП также – исходная база для оценки финансовых и временных трат для реализации исследования по плану МПЭ. Такой хорошо структурированный исходный базис МПЭ – привлекательная сторона метода.

Следует также упомянуть этапность уточнения, виды получаемой ММ: исходная предпосылка о линейности – учет слабых нелинейных эффектов (факторов взаимодействия) при необходимости – учет явных нелинейностей при необходимости. И так до получения адекватной ММ ОИ.

Все это относится к отражению в ММ влияния тех факторов, которые подлежат варьированию при реализации ПФЭ.

2.2. Анализ влияния внутренних факторов ОИ на результаты ПФЭ

Остается не раскрытым влияние на результаты ПФЭ внутренних факторов, присущих большинству ОИ, когда предполагается изготовление некоторого количества однотипных образцов ОИ [8]. К таким объектам следует отнести материалы, растворы, смеси, газообразные вещества, а также электронные устройства различного назначения, являющиеся композицией большого числа составных частей.

Применительно к аппаратуре, где основной «строительный» материал – полупроводниковые структуры, каждый *p-n*-переход привносит в отклики итогового ОИ свой индивидуальный вклад, для которых невозможно произвести ни количественную оценку, ни оценку пределов изменчивости, а также определить характер вкладов (линейные, нелинейные), проявляется только интегральный эффект влияния $\{X_{внт}\}$.

Если бы подлежало оценке количество факторов в $\{X_{внт}\}$, то, исходя из алгоритмов МПЭ, можно было бы рассчитать примерное количество опытов, необходимое для полного выявления вкладов $\{X_{внт}\}$, которые «устанавливает» случай. Но такой подход проблематичен.

Можно связать вклады $\{X_{внт}\}$ с «работой» обобщенного фактора $X_{внт}$, принимающего в каждом опыте случайные уровни в пределах ±1. Тогда наличие экстремальных «неуправляемых»

вкладов в результатах ПФЭ нескольких образцов устройства можно связать с вкладами $X_{внт}$, представленными уровнями +1 и −1. Но нет гарантии, что новые опыты не покажут результаты, превышающие полученные ранее, тем более, что вероятности появления $X_{внт}$ на уровнях ±1 очень малы.

Чтобы продолжать рассмотрение особенностей проявления влияния $\{X_{внт}\}$, рассмотрим результаты ПФЭ с простым электронным устройством задержки сигнала (УЗС), реализованном на гибридной интегральной схеме, обеспечивающей задержку входного перепада напряжения в среднем на 12 с (рис. 2).

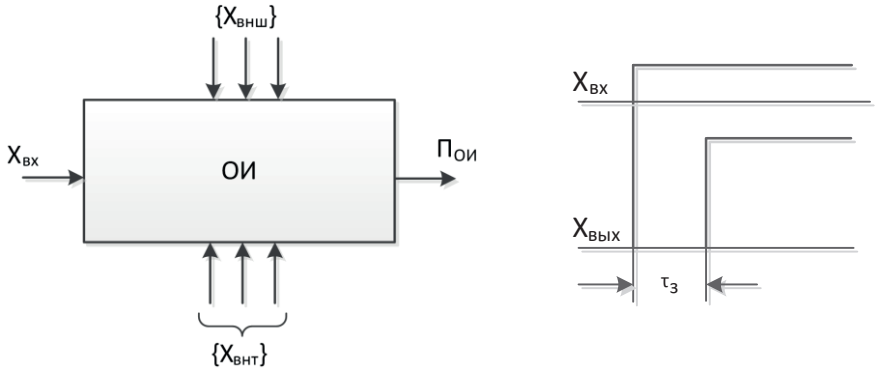


Рис. 2. Объект исследований – устройство задержки сигнала

Факторы, влияющие на время задержки ($\tau_з$):

- величина емкости времязадающего конденсатора (x_1);
- уровни питающего напряжения (x_2);
- температура окружающей среды (x_3).

Если бы не было влияния внутренних факторов, то результаты ПФЭ с рядом УЗС (однотипные устройства) повторились бы с точностью ошибок измерения $\tau_з$. Но присутствие $\{X_{внт}\}$ вносит существенные различия в результаты.

Это подтверждают результаты исследований 24-х образцов УЗС (фрагмент результатов в табл. 2).

Математическая модель, восстановленная по средним значениям опытов для 24-х образцов:

$$\tau_{ср} = П_{ои} = 11{,}9925 + 1{,}23x_1 - 0{,}25x_2 + \\ + 0{,}195x_3 - 0{,}015x_1x_2 + 0{,}055x_1x_3 + \\ + 0{,}018x_2x_3 + 0{,}028x_1x_2x_3. \quad (2)$$

Зависимость практически линейная, влияние взаимодействий незначительное. А влияние внутренних факторов разбрасывает значения $\tau_з$ от 9,51 до 15,31 с.

Это может быть прослежено по изменению коэффициентов влияния $в_i$ (табл. 3).

Таблица 2

Фрагмент результатов исследований времени задержки 24-х образцов УЗС

№ опыта	x_1	x_2	x_3	$\tau_з$, с					
				τ_1	τ_2	τ_3	…	τ_{24}	$\tau_{ср}$
1	−	−	−	10	11,73	12,07	…	11,73	10,8616
2	+	−	−	12,17	14,23	14,65	…	14,20	13,2674
3	−	+	−	9,51	11,22	11,49	…	11,15	10,4004
4	+	+	−	11,71	14,04	13,62	…	13,62	12,6663
5	−	−	+	10,10	12,07	12,54	…	12,15	11,1516
6	+	−	+	12,44	14,96	15,31	…	14,89	13,6875
7	−	+	+	9,55	11,76	12,10	…	11,52	10,6628
8	+	+	+	11,92	14,68	15,0	…	14,52	13,2525

Так как все коэффициенты влияния – результат усреднения соответствующих сумм [7], их распределения нормальные, и может быть построен прогноз относительно экстремальных значений распределения ($в_{max}$, $в_{min}$), а при количестве опытов, приближающих соответствующие коэффициенты к крайним элементам, возможно заключение о достаточности повторов.

Если использовать такой путь оценки необходимого информационного обеспечения, то в качестве индикаторных выборок следует выбрать те, в которых отклонения в сторону ограничений максимальны. В случае УЗС это оказались образцы 3 (15,31 с – опыт 6) и 1 (9,51 с – опыт 3). То есть, это те совокупности факторов (худшие условия), которые провоцируют максимальное отклонение

$П_{ои}$ ($\tau_з$) от нормы. Также необходимы оценки, насколько условия выделяемых опытов вероятны при эксплуатации ОИ.

Таблица 3

Изменение коэффициентов влияния $в_i$ от количества k исследуемых образцов УЗС

$в_i$ \ k	8	16	24	$в_{ср}$ при $k = 24$
$в_0$	11,9958	11,9969	11,9934	11,9925
$в_1$	1,2414	1,2374	1,2346	1,23
$в_2$	−0,2508	−0,2434	−0,2482	−0,25
$в_3$	0,2058	0,2057	0,1948	0,195
$в_{12}$	−0,061	−0,016	−0,011	−0,015
$в_{13}$	0,0586	0,0549	0,05137	0,055
$в_{23}$	0,0261	0,0299	0,01763	0,018
$в_{123}$	0,0211	0,0254	0,01796	0,028

2.3. Применение принципа Седякина

При исследовании УЗС разработчики сталкивались с ситуациями, когда по разным причинам появлялись сомнения в результатах отдельных опытов или эти результаты отсутствовали. Возникал вопрос о возможности уточнения или восстановления таких результатов, используя существующий массив измерений в «сомнительных» и смежных условиях.

Для ответа на вопрос можно использовать следующие математические предпосылки.

Пусть с некоторой выборкой ОИ (k) реализован ПФЭ. Результаты отражает совокупность факторограмм (коридор откликов) на рис. 3.

Так как все ОИ, подвергнутые ПФЭ, идентичны, изготовлены в условиях одного производства, по одному техпроцессу, на однотипных комплектующих и испытаны в одинаковых условиях (при одних и тех же наборах уровней воздействий), к ним применим принцип Седякина [9; 10]: параметры изделия однозначно определяются наборами внутренних параметров и временем $П(x, t)$ и, независимо от предыстории, будут изменяться значения $П_{ои}$ в разных режимах по одинаковому закону.

Из этого следует, что:

• отклонение параметра в условиях опыта ε_i от средневыборочного значения $П_{ср}(\varepsilon_i)$ обусловлено разбросом параметров комплектующих (внутренние факторы), реализующих данный ОИ (рис. 3);

• закон плотности распределения $П_{ои}$ $\rho(П)$ одинаков по всем направлениям факторного пространства (опытам).

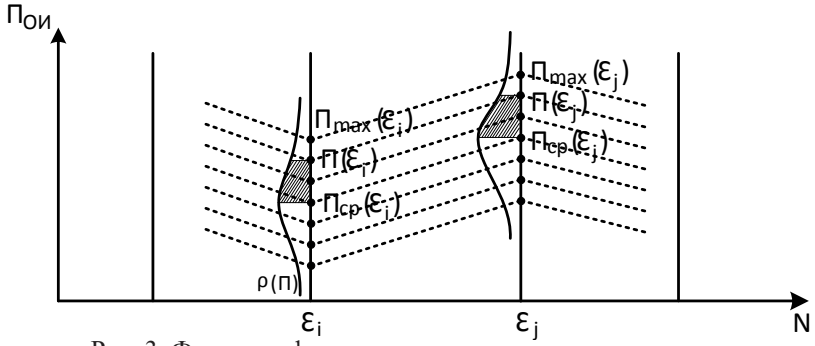


Рис. 3. Фрагмент факторограммного коридора откликов

Тогда, если $П(\varepsilon_i)$ – результат испытаний ОИ в ε_i-х условиях, $П(\varepsilon_j)$ – искомое значение $П_{ои}$ в ε_j-х условиях, $П_{ср}(\varepsilon_i)$ и $П_{ср}(\varepsilon_j)$ – средние значения $П_{ои}$ в условиях ε_i-х и ε_j-х, а $П(x_i)$ и $П(x_j)$ – значения $П_{ои}$ при тех же условиях, то для всех $П(x_i)$, которые $П_{ср}(\varepsilon_i) \le П(x_i) < П(\varepsilon_i)$, вероятность

$$P\{П_{ср}(\varepsilon_i) \le П(x_i) < П(\varepsilon_i)\} = P\{П_{ср}(\varepsilon_j) \le П(x_j) < П(\varepsilon_j)\}.$$

Но,

$$P\{П_{ср}(\varepsilon_i) \le П(x_i) < П(\varepsilon_i)\} = \int_{П_{ср}(\varepsilon_i)}^{П(\varepsilon_i)} \rho(П)\, dП/\varepsilon_i = \overline{\rho}(П)/\varepsilon_i\,[П(\varepsilon_i) - П_{ср}(\varepsilon_i)],$$

где $\overline{\rho}(П)/\varepsilon_i$ – некоторое значение плотности распределения $П_{ои}$ в рассматриваемом промежутке, исходя из теоремы о среднем значении [4]. Аналогично для соответствующей вероятности в условиях ε_j-х.

Тогда, перейдя к интервалам $П_{ср}(\varepsilon_i) - П(\varepsilon_i)$ и $П_{ср}(\varepsilon_j) - П(\varepsilon_j)$, можно записать:

$$\frac{\overline{\rho}(П)/\varepsilon_i[П(\varepsilon_i) - П_{ср}(\varepsilon_i)]}{\overline{\rho}(П_{max})/\varepsilon_i[П_{max}(\varepsilon_i) - П_{ср}(\varepsilon_i)]} = \frac{\overline{\rho}(П)/\varepsilon_j[П(\varepsilon_j) - П_{ср}(\varepsilon_j)]}{\overline{\rho}(П_{max})/\varepsilon_j[П_{max}(\varepsilon_j) - П_{ср}(\varepsilon_j)]}$$

и

$$\frac{\overline{\rho}(П)/\varepsilon_i}{\overline{\rho}(П_{max})/\varepsilon_i} = \frac{\overline{\rho}(П)/\varepsilon_j}{\overline{\rho}(П_{max})/\varepsilon_j} = \text{const}$$

при сохранении закона распределения в сечениях (условиях) ε_i-х и ε_j-х.

Тогда

$$\frac{\Pi(\varepsilon_i)-\Pi_{ср}(\varepsilon_i)}{\Pi_{max}(\varepsilon_i)-\Pi_{ср}(\varepsilon_i)}=\frac{\hat{\Pi}(\varepsilon_j)-\Pi_{ср}(\varepsilon_j)}{\Pi_{max}(\varepsilon_j)-\Pi_{ср}(\varepsilon_j)},$$

$$\hat{\Pi}(\varepsilon_j)=\Pi_{ср}(\varepsilon_j)+[\Pi(\varepsilon_i)-\Pi_{ср}(\varepsilon_i)]R(i\to j),$$

где $\Delta\Pi(\varepsilon_i) = \Pi(\varepsilon_i) - \Pi_{ср}(\varepsilon_i)$ – приращение $\Pi_{ои}$ в условиях ε_i, обусловленное совокупностью неварьируемых внутренних факторов; $\Delta\Pi(\varepsilon_j) = \Pi(\varepsilon_j) - \Pi_{ср}(\varepsilon_j)$ – приращение $\Pi_{ои}$ в условиях ε_j, обусловленное теми же причинами; $\hat{\Pi}(\varepsilon_j)$ – расчетное значение $\Pi(\varepsilon_j)$ по результатам смежных опытов; $R(i\to j)=\frac{\Pi_{max}(\varepsilon_j)-\Pi_{ср}(\varepsilon_j)}{\Pi_{max}(\varepsilon_i)-\Pi_{ср}(\varepsilon_i)}$ – масштабный коэффициент перерасчета результатов опытов при исходе условий ε_i-х в условиях ε_j-х (рис. 3).

Тогда $\hat{\Pi}(\varepsilon_j)=\Pi_{ср}(\varepsilon_j)+\Delta\Pi(\varepsilon_i)R(i\to j)$ – расчетное значение недостающего $\Pi_{ои}$ по результатам смежных опытов.

Однако рассмотренный подход оказался недостаточно эффективным для практических применений. Во-первых, при малых выборках $\Pi_{ср}(\varepsilon_i)$ и $\Pi_{ср}(\varepsilon_j)$ «неравнопрочные». Если $\Pi_{ои}$ в ε_j-м опыте необходимо рассчитать, то $\Pi_{ср}$ разных опытов рассчитаны при разном количестве результатов, и это различие вносит погрешность определения $\hat{\Pi}(\varepsilon_j)$. Во-вторых, полученный единичный результат не решает проблему сокращения количества опытов при экспериментальной отработке.

2.4. Применение метода толерантных пределов

Более эффективным оказалось применение метода толерантных пределов с постепенным сближением экспериментальных результатов и расчетных толерантных оценок [4; 11].

Так, пусть для рассмотренного УЗС получены результаты испытаний 8 + 8 + 8 = 24-х образцов, отраженные качественно на факторограммном коридоре откликов (рис. 4).

Рис. 4 отражает поведение $\Pi_{ои}$ в факторном пространстве, а также те условия, которые обуславливают максимальные отклонения от $\Pi_{ср}$ (τ_{min} – 3-й опыт, τ_{max} – 6-й опыт). Это позволяет:

- выделить указанные опыты (условия), как потенциально «худшие» условия при увеличении количества испытуемых образцов;
- не повторять при дальнейших испытаниях ПФЭ, а испытывать новые реализации УЗС только в условиях опытов 3 и 6 (два опыта вместо 8).

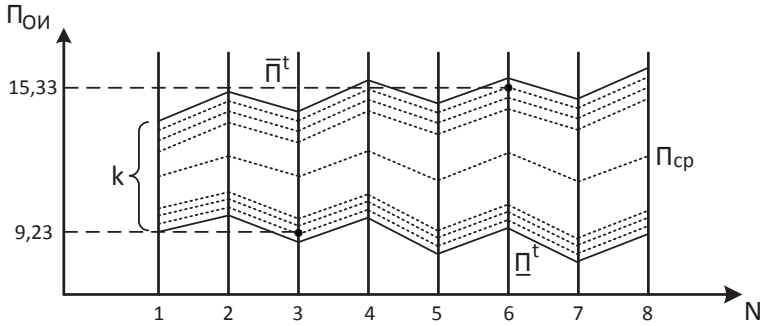


Рис. 4. Коридор откликов ($N = 8$)

Для этих опытов при k = 8, 16, 24, ρ = 0,95, γ = 0,95 приведены расчетные величины $\Pi_{ср}$, $S(\Pi)$, $\underline{\Pi}^t$, $\overline{\Pi}^t$, k^t (расчетные, табличные), где

$$\Pi_{ср}=\frac{\sum_1^k \Pi_{ои}}{k};$$

$$\Pi^t=\Pi_{ср}\pm k^t S(\Pi);$$

$S(\Pi)$ – оценка среднеквадратичного отклонения в k измерениях (8, 16, 24); k^t – толерантный коэффициент (табулированный); $\Pi_{ср}$ – среднеквадратическое значение $\Pi_{ои}$ для k образцов ОИ (8, 16, 24) в опытах 3 и 6; $\underline{\Pi}^t$ и $\overline{\Pi}^t$ – толерантные пределы отклонения $\Pi_{ои}$ (нижние и верхние соответственно).

В табл. 4 отражены результаты опыта 3, в табл. 5 – опыта 6, в табл. 6 – расчетные величины параметров.

Приведенные расчетные данные и результаты экспериментов показывают, что с увеличением количества опытов экспериментальные данные и результаты прогнозов сближаются. И, исходя из условий применения и жесткости требований (выбор уровней ρ и γ), используя представленные данные, у экспериментатора достаточно материала для принятия решения.

При этом следует отметить также возможность сокращения количества опытов по последующим соображениям. На первом этапе испытывают 4–6 образцов ОИ, чтобы выяснить вариации $\Pi_{ои}$ в пространстве варьируемых факторов и установить те наборы сочетаний уровней воздействий, которые вызывают максимальные отклонения $\Pi_{ои}$ от $\Pi_{ср}$ в обоих направлений. В случае УЗС это 3-й и 6-й опыты. Таким образом, дальнейшее исследование (до 24-х ОИ) уже отражено 2-я, а не 8-ю опытами с каждым УЗС (40 опытов вместо 160).

Таблица 4

Min (опыт 3)

24	16	8	9,51	9,23	9,85	9,55	11,22	10,88	11,49	11,15
			11,16	11,5	10,9	11,2	9,56	9,81	9,23	9,49
			11,22	9,56	9,85	9,22	9,5	11,89	11,49	11,15

Таблица 5

Max (опыт 6)

24	16	8	12,44	12,14	12,82	12,57	14,96	14,51	15,32	14,87
			12,53	12,81	12,09	12,43	14,83	15,33	14,50	14,93
			14,89	15,31	14,47	14,90	12,53	12,82	12,08	12,41

Таблица 6

Расчетные величины параметров (опыты 3 и 6)

Парам. \ k	Min			Max		
	8	16	24	8	16	24
$\Pi_{ср}$	10,36	10,4225	10,4004	13,72	13,6813	13,6763
$S(\Pi)$	0,8323	0,8849	0,9118	0,9598	0,9961	1,0708
k^t	2,350	2,174	2,108	2,350	2,174	2,108
$\overline{\Pi}^t$	8,4040	8,4787	8,4753	–	–	–
$\underline{\Pi}^t$	–	–	–	15,9755	15,8468	15,9335

Еще один существенный аспект для технологического процесса экспериментальной отработки. Для реализации испытаний на необходимом количестве образцов ОИ нет необходимости увеличивать их воспроизведение. Это привело бы к значительному расходованию ресурсов (время, финансовые затраты, материалы). Так как фактор конструкции практически отсутствует в составе внутренних факторов, замена функционально значимых элементов по плану разработчика ОИ позволяет минимизировать эту составляющую экспериментальной отработки.

2.5. Применение бутстреп-метода

Первая публикация, посвященная бутстреп-методу, привлекла внимание инженеров-практиков, связанных с проектированием и экспериментальной отработкой новой техники [12; 13]. Казалось, что накопление статистического массива, который формируют эксперименты с ОИ, можно будет минимизировать, используя возможности современных ЭВМ.

Сущность метода заключается в следующем. Используя переходную выборку, например, результаты испытаний 8-ми образцов УЗС, с помощью ЭВМ продуцируется достаточно большое количество копий (например, 10^9), которые тщательно перемешиваются, и из полученного макромассива случайным образом извлекают выборки, эквивалентные исходной (выборке бутстрепа), которые далее используют как результаты натурных экспериментов. В случае с УЗС это результаты ПФЭ с k образцами ОИ. Схема реализации бутстреп-метода представлена на рис. 5.

Однако, метод не нашел широкого использования в инженерной практике. Главная причина заключалась в том, что, как отмечалось, результат НЭО – накопление достаточного массива экспериментальных данных для объективного информационного обеспечения разработки. А бутстреп-метод новой информации не получает, манипулируя полученными ранее данными.

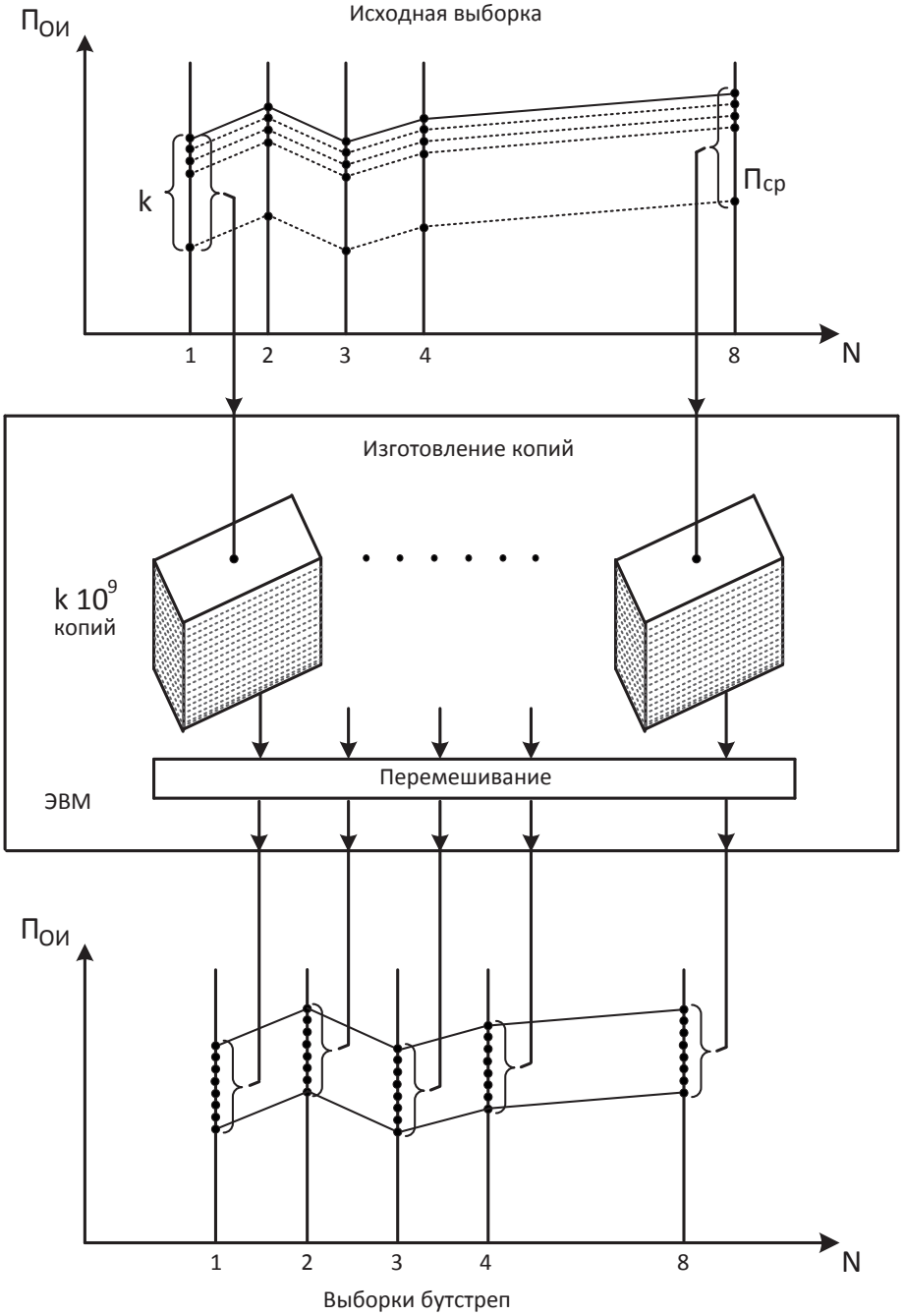


Рис. 5. Схема реализации бутстреп-метода

Заключение

Информационное обеспечение разработок БА КА является важнейшей составляющей технологии НЭО. Оно определяет необходимый уровень экспериментальных и исследовательских работ на этапе НЭО элементов БА и необходимый объем результатов для принятия решения о возможности использования разработок для эксплуатации в реальных условиях при воздействии комплекса ФКП в их естественном проявлении.

На различных этапах развития космической отрасли технология НЭО постоянно совершенствовалась. На современном этапе совершенствования и оптимизации экспериментального исследования элементов БА в инженерной практике стало возможным использование методологии МПЭ, позволяющей контролировать изменение параметров элементов БА при воспроизведении комплекса ФКП в наземных условиях и проводить анализ и обработку статистических данных для получения рекомендаций по дальнейшему улучшению эксплуатационных характеристик разработок. Применение МПЭ при НЭО элементов БА показало значительные возможности метода для совершенствования технологии и повышения качества наземной отработки [14–16].

Список литературы

[1] Мюллер П., Нойман П., Шторм Р. Таблицы по математической статистике. М. : Финансы и статистика, 1982. 278 с.
[2] Джонсон Н., Лион Ф. Статистика и планирование эксперимента в технике и науке. М. : Мир, 1988. 520 с.
[3] Шенк Х. Теория инженерного эксперимента. М. : Мир, 1972. 382 с.
[4] Смирнов Н. В., Дунин-Барковский И. В. Курс теории вероятностей и математической статистики для технических приложений. М. : Наука, 1969. 512 с.
[5] Ивоботенко Б. А., Ильинский Н. Ф., Копылов И. П. Планирование эксперимента в электромеханике. М. : Энергия, 1975. 184 с.
[6] Михайлов В. И., Федосов К. М. Планирование экспериментов в судостроении. Л. : Судостроение, 1978. 159 с.
[7] Барабащук В. И., Креденцер Б. П., Мирошниченко В. И. Планирование эксперимента в технике. Киев : Техніка, 1984. 200 с.
[8] Ковель А. А., Горностаев А. И. Моделирование влияния внутренних факторов на параметры электронных устройств космических аппаратов при наземно-экспериментальной отработке / Решетневские чтения: материалы XXI Междунар. науч. конф. Красноярск. 2017. Часть 2. С. 193–195.
[9] Теоретическое обобщение физического принципа надежности профессора Н. М. Седякина [Электронный ресурс]. URL: https://nenuda.ru/40-летию-доклада-профессора-николая-михайловича-седякина-п.html (дата обращения: 30.08.2021).
[10] Антонов А. В., Никулин М. С. Статистические модели в теории надежности. М. : Абрис, 2012. 390 с.
[11] Сидняев Н. И. Теория планирования эксперимента и анализ статистических данных. М. : Юрайт, 2012. 399 с.
[12] Терентьева Е. С. Применение бутстреп-метода в непараметрическом моделировании систем при наличии пропусков данных / Решетневские чтения: материалы XIV Междунар. науч. конф. Красноярск. 2010. Часть 2. С. 430–432.
[13] Антонов А. В., Соколов С. В., Чепурко В. А. Бутстреп-метод оценки характеристик надежности восстанавливаемых объектов по специфическим данным об отказах // Информационные технологии. 2012. № 4. С. 50–54.
[14] Ковель А. А. Прогностический потенциал математического планирования эксперимента // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3. № 2. С. 87–93. doi: 10.26732/2618-7957-2019-2-87-93.
[15] Ковель А. А., Горностаев А. И. Способ оценки параметрических запасов работоспособности электронных устройств. Пат. № 2711087 Российская Федерация, 2020. Бюл. № 2.
[16] Ковель А. А., Горностаев А. И. Способ оценки и обеспечения параметрических запасов работоспособности электронных устройств. Пат. № 2727310 Российская Федерация, 2020. Бюл. № 21.

STAGES OF INFORMATION SUPPORT OF DEVELOPMENT OF ON-BOARD EQUIPMENT FOR SPACECRAFT

A. A. Kovel
Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation
Siberian Fire and Rescue Academy EMERCOM of Russia, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

The ground-experimental testing of the elements of space technology is a crucial stage in the creation of space products, in fact, this is the ground «flight» of the devices being created. And how well the operating conditions will be reproduced at this stage and the successful functioning of the devices under the expected conditions is ensured, its successful operation in real flight during the service life depends. The radio electronic devices of the onboard equipment of the spacecraft are one of the essential elements that ensure the fulfillment of target tasks, which should confirm their readiness for the forthcoming work at the stage of ground-based experimental testing. The article discusses the stages of information support for the development of spacecraft onboard equipment, showing the ways to improve the technology of ground-based experimental testing of spacecraft onboard equipment. It is shown that at the present stage of development of the space industry, it has become possible to introduce the methodology of mathematical planning of an experiment into engineering practice. A backlog

of applied work on radio-electronic topics has appeared, showing the possibility of revealing in a full factorial experiment the influence of internal uncontrollable parameters (factors) of electronic components on the experimental results. This removed the obstacle to the implementation of the capabilities of the method in research and improvement of radio electronic devices onboard equipment.

Keywords: planning matrix, mathematical experiment planning, full factorial experiment, factorogram, response corridor, Sedyakin's principle, method of tolerance limits, bootstrap-method.

References

[1] Müller P., Neumann P., Storm R. *Tablitsy po matematicheskoy statistike* [Tables on Mathematical Statistics]. Moscow, Finance and Statistics, 1982, 278 p. (In Russian)

[2] Johnson N., Lyon F. *Statistika i planirovaniye eksperimenta v tekhnike i nauke* [Statistics and Experiment Planning in Engineering and Science]. Moscow, Mir, 1988, 520 p. (In Russian)

[3] Schenk H. *Teoriya inzhenernogo eksperimenta* [Theory of engineering experiment]. Moscow, Mir, 1972, 382 p. (In Russian)

[4] Smirnov N. V., Dunin-Barkovsky I. V. *Kurs teorii veroyatnostey i matematicheskoy statistiki dlya tekhnicheskikh prilozheniy* [Course of probability theory and mathematical statistics for technical applications]. Moscow, Science, 1965, 512 p. (In Russian)

[5] Ivobotenko B. A., Ilyinsky N. F., Kopylov I. P. *Planirovaniye eksperimenta v elektromekhanike* [Planning an experiment in electromechanics]. Moscow, Energy, 1975, 184 p. (In Russian)

[6] Mikhailov V. I., Fedosov K. M. *Planirovaniye eksperimentov v sudostroyenii* [Planning experiments in shipbuilding]. Leningrad, Sudostroenie, 1978, 159 p. (In Russian)

[7] Barabashchuk V. I., Kredentser B. P., Miroshnichenko V. I. *Planirovanie eksperimenta v tekhnike* [Planning an experiment in engineering]. Kiev, Technics, 1984, 200 p. (In Russian)

[8] Kovel A. A., Gornostaev A. I. *Modelirovaniye vliyaniya vnutrennikh faktorov na parametry elektronnykh ustroystv kosmicheskikh apparatov pri nazemno-eksperimental'noy otrabotke* [Modeling of the influence of internal factors on the parameters of electronic devices of spacecraft under land-experimental working off] / Reshetnev readings: materials of the XXI International scientific conference, Krasnoyarsk, 2017, part 2, pp. 193–195. (In Russian)

[9] *Teoreticheskoe obobshchenie fizicheskogo principa nadezhnosti professora N. M. Sedyakina* [Theoretical generalization of the physical principle of reliability of Professor N. M. Sedyakin]. Available at: https://nenuda.ru/40-%D0%BB%D0%B5%D1%82%D0%B8%D1%8E-%D0%B4%D0%BE%D0%BA%D0%BB%D0%B0%D0%B4%D0%B0-%D0%BF%D1%80%D0%BE%D1%84%D0%B5%D1%81%D1%81%D0%BE%D1%80%D0%B0-%D0%BD%D0%B8%D0%BA%D0%BE%D0%BB%D0%B0%D1%8F-%D0%BC%D0%B8%D1%85%D0%B0%D0%B9%D0%BB%D0%BE%D0%B2%D0%B8%D1%87%D0%B0-%D1%81%D0%B5%D0%B4%D1%8F%D0%BA%D0%B8%D0%BD%D0%B0-%D0%BF.html (accessed 30.08.2021).

[10] Antonov A. V., Nikulin M. S. *Statisticheskiye modeli v teorii nadezhnosti* [Statistical models in reliability theory]. Moscow, Outline, 2012, 390 p. (In Russian)

[11] Sidnyaev N. I. *Teoriya planirovaniya eksperimenta i analiz statisticheskih dannyh* [Theory of experiment planning and analysis of statistical data]. Moscow, Yurayt, 2012, 339 p. (In Russian)

[12] Terentyeva E. S. *Primeneniye butstrep-metoda v neparametricheskom modelirovanii sistem pri nalichii propuskov dannykh* [Bootstrap-method application in nonparametric modelling of the systems in the data admissions presence] / Reshetnev readings: materials of the XIV International scientific conference, Krasnoyarsk, 2010, part 2, pp. 430–432. (In Russian)

[13] Antonov A. V., Sokolov S. V., Chepurko V. A. *Butstrep-metod otsenki dannykh nadezhnosti ob"yektov po spetsificheskim ob otkaze* [Bootstrap-method for assessing the reliability characteristics of recoverable objects based on specific data on failures] // Information technologies, 2012, no. 4, pp. 50–54. (In Russian)

[14] Kovel A. A. *Prognosticheskiy potentsial matematicheskogo planirovaniya eksperimenta* [Predictive potential of mathematical experiment planning] // Spacecraft & Technologies, 2019, vol. 3, no. 2, pp. 87–93. doi: 10.26732/2618-7957-2019-2-87-93.

[15] Kovel A. A., Gornostaev A. I. *Sposob otsenki parametricheskikh zapasov rabotosposobnosti elektronnykh ustroystv* [A method for evaluating parametric reserves of the operability of electronic devices]. Patent RU 2711087, 2020, bulletin no. 2.

[16] Kovel A. A., Gornostaev A. I. *Sposob otsenki i obespecheniya parametricheskikh zapasov rabotosposobnosti elektronnykh ustroystv* [A method for evaluating and ensuring parametric reserves of the operability of electronic devices]. Patent RU 2727310, 2020, bulletin no. 21.

Сведения об авторах

Горностаев Алексей Иванович – кандидат технических наук, начальник сектора АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Томский институт автоматизированных систем управления и радиоэлектроники в 1980 году. Область научных интересов: методы повышения надежности и принципы построения бортовой аппаратуры космических аппаратов, схемотехника аналоговых и цифровых электронных устройств, унификация функциональных узлов бортовой аппаратуры.

Ковель Анатолий Архипович – доктор технических наук, профессор межинститутской базовой кафедры «Прикладная физика и космические технологии» Сибирского федерального университета, профессор Сибирской пожарно-спасательной академии ГПС МЧС России. Окончил Киевский политехнический институт в 1958 году. Область научных интересов: разработка и экспериментальная отработка радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов, статистические методы экспериментальной отработки.

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 А4 (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-я Международная конференция

«Авиация и космонавтика»

22–26 ноября 2021 года

ПРИГЛАШАЕМ

ПРИНЯТЬ УЧАСТИЕ УЧЁНЫХ, СПЕЦИАЛИСТОВ, НАУЧНЫХ СОТРУДНИКОВ, АСПИРАНТОВ!

НАПРАВЛЕНИЯ РАБОТЫ КОНФЕРЕНЦИИ:

- 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 на участие до 25 октября 2021 года

+ ОНЛАЙН-КОНФЕРЕНЦИИ:

КОМПОЗИТНЫЕ МАТЕРИАЛЫ И КОНСТРУКЦИИ

II МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ

16 ноября 2021

composite.mai.ru

БЕСПИЛОТНЫЕ ЛЕТАТЕЛЬНЫЕ АППАРАТЫ

II МЕЖДУНАРОДНАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ

23 ноября 2021

uavconf.mai.ru

МАИ

aik.mai.ru

aviacosmos@gmail.com

+7 926 303-52-32

AEROSPACE SCIENCE WEEK

Санкт-Петербургский государственный университет аэрокосмического приборостроения

ГУАП

Учись.
Изобретай.
Живи

Санкт-Петербургскому государственному университету аэрокосмического приборостроения в 2021 году исполнилось 80 лет. Все эти годы университет осуществлял подготовку высококвалифицированных кадров по широкому спектру специальностей для предприятий аэрокосмической отрасли, радиотехнической промышленности, военно-промышленного комплекса Российской Федерации. Сохраняя уникальный для мировой образовательной практики профиль – аэрокосмическое приборостроение – в настоящее время ГУАП активно внедряет новую модель инженерного образования, ориентированную на международные стандарты подготовки, которые отличает гибкость и соответствие запросам рынка, готовность выпускников к практической работе.

Обеспечивая высокие образовательные стандарты университет активно развивает и научно-исследовательскую деятельность. Так с 2012 года ГУАП ведет активную совместную работу с АО «Информационные спутниковые системы» им. академика М.Ф. Решетнева. За эти годы были успешно выполнены проекты по созданию и апробации транспортного протокола СТП-ИСС для бортовых сетей SpaceWire, созданию технологии SpaceWire Plug-n-play. Был разработан мощный программный комплекс SANDS для автоматизированного проектирования и моделирования бортовых сетей космических аппаратов, аппаратное обеспечение в виде коммутаторов и терминальных узлов SpaceWire. 28 сентября 2020 года успешно был доставлен на орбиту малый космический аппарат «НОРБИ». Сотрудники ГУАП и АО «ИСС» принимали активное участие в создании полезной нагрузки, которая представляет собой набор перспективных плат аэрокосмических сетей SpaceWire.

Наряду с исторически сложившимися партнерскими отношениями в профильных отраслях, Университет активно развивает сотрудничество с современными высокотехнологичными компаниями в области робототехники, кибербезопасности, беспилотных авиационных систем, электроэнергетики, интернета вещей, искусственного интеллекта, виртуальной реальности. Технологические партнеры инженерных лабораторий ГУАП - российские и мировые технологические лидеры InfoWatch, Вега Абсолют, PTC, National Instruments, KUKA, COEX, Газпром Нефть и многие другие.

Сотрудничество с ГУАП – настоящий путь к успеху!