

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS & TECHNOLOGIES

КА «Экспресс-АМ5»
Производитель: АО «ИСС»



Технологическая платформа

НИСС

Национальная Информационная
Спутниковая Система

№4 (30)
2019



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

ISSN 2618-7957

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS &
TECHNOLOGIES

Том 3

№ 4 (30)
2019

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)

Хартон Виктор Владимирович
д-р техн. наук, профессор (Королев)

Чеботарев Виктор Евдокимович
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Чернявский Александр Григорьевич
(Королев)

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 2018 г. – 0,188.

«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

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 редакции:
662972, Красноярский край, ЗАТО г. Железногорск, ул. Ленина, 52
E-mail: isercit@gmail.com; <http://www.journal-niss.ru>

Адрес издателя:
662972, Красноярский край,
ЗАТО г. Железногорск, ул. Ленина, 52, корп. 4, ком. 224

Подписной индекс журнала в каталоге «Пресса России» 39491
Тираж 200 экз. Заказ 10432
Подписано в печать 10.12.2019
Дата выхода в свет 25.12.2019

Отпечатано Библиотечно-издательским комплексом
Сибирского федерального университета
660041, Красноярск, пр. Свободный, 82а
Тел.: (391) 206-26-67; <http://bik.sfu-kras.ru>
E-mail: publishing_house@sfu-kras.ru

Spacecrafts & Technologies

Chief Editor

Testoyedov Nikolay A.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering,
Professor, Chairman of Editorial Board (Russia)

Deputy Chief Editor

Khalimanovich Vladimir I.

PhD in Physics and Mathematics, Professor (Russia)

Executive Secretary

Khnykin Anton V.

PhD in Engineering (Russia)

Editorial Board

Annin Boris D.

Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics,
Professor (Russia)

Popov Garry A.

Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Shabanov Vasily Ph.

Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics,
Professor (Russia)

Vasiliev Valery V.

Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Makhutov Nikolay A.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Petrukovich Anatoly A.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Physics and Mathematics,
Professor (Russia)

Shaidurov Vladimir V.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Physics and Mathematics,
Professor (Russia)

Belyaev Boris A.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Chebotarev Victor E.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Fateev Yury L.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Garin Eugene N.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Khartov Victor V.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Kosenko Victor E.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Krasilshchikov Michael N.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Medvedtskiy Alexander L.

Doctor of Physics and Mathematics (Russia)

Ovchinnikov Sergey G.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russia)

Panko Sergey P.

Doctor of Engineering, Professor (Russia)

Pchelyakov Oleg P.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russia)

Cherniavsky Alexander G.

(Russia)

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;
- Innovation 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

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

В. Б. Тайгин, А. В. Лопатин
МЕТОД ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВЫСОКОЙ ТОЧНОСТИ
ФОРМЫ РЕФЛЕКТОРОВ ЗЕРКАЛЬНЫХ АНТЕНН
КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

**Н. В. Луконин, Е. Н. Головенкин,
Г. В. Дмитриев, И. Я. Шестаков**
УВЕЛИЧЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ
ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ СИСТЕМЫ
ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ
АППАРАТОВ В УСЛОВИЯХ ОТКРЫТОГО
КОСМОСА

**Е. А. Старостин, А. П. Лебедев,
М. С. Московских, Е. П. Маслов**
РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ
МИНИМАЛЬНОГО ТЕПЛОВОГО
СОПРОТИВЛЕНИЯ МЕЖДУ СОПРЯЖЕННЫМИ
ПОВЕРХНОСТЯМИ ПРИ ИМИТАЦИИ УСЛОВИЙ
КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

**НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ В
КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ**

**А. В. Азин, С. А. Кузнецов, С. А. Пономарев,
С. В. Пономарев, С. В. Рикконен**
МОДЕЛИРОВАНИЕ КОНТАКТНОГО
ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЭЛЕМЕНТОВ
ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ

КОСМИЧЕСКИЕ УСЛУГИ

**В. Е. Чеботарев, Ю. П. Саломатов, В. С. Панько,
А. А. Ерохин, Е. В. Кузьмин, Р. О. Рязанцев**
СПУТНИКОВЫЙ ДАЛЬНОМЕР С ПАССИВНЫМ
РЕТРООТРАЖЕНИЕМ ЗАПРОСНОГО
РАДИОСИГНАЛА

**В. М. Владимиров, В. Н. Ратушняк,
В. А. Вяхирев, И. В. Тяпкин**
ОСОБЕННОСТИ СКАНИРОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ
И ПОСТРОЕНИЯ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ
СТАНЦИЙ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗОНДИРОВАНИЯ
С МАЛОЭЛЕМЕНТНОЙ АНТЕННОЙ РЕШЕТКОЙ

ROCKET AND SPACE EQUIPMENT

V. B. Taygin, A. V. Lopatin
METHOD OF ACHIEVEMENT THE HIGH
ACCURACY OF THE SHAPE OF REFLECTORS OF
MIRROR ANTENNAS OF SPACECRAFT

**N. V. Lukonin, E. N. Golovenkin,
G. V. Dmitriev, I. Ya. Shestakov**
INCREASE OF EFFICIENCY OF ACTUATORS OF
SPACECRAFT THERMAL CONTROL SYSTEM IN
OUTER SPACE

**E. A. Starostin, A. P. Lebedev,
M. S. Moskovskih, E. P. Maslov**
DEVELOPMENT OF TECHNOLOGY TO ENSURE
MINIMAL THERMAL RESISTANCE BETWEEN
MATING SURFACES WHILE SIMULATING OUTER
SPACE CONDITIONS

**NEW MATERIALS AND TECHNOLOGIES
IN SPACE EQUIPMENT**

**A. V. Azin, S. A. Kuznetsov, S. A. Ponomarev,
S. V. Ponomarev, S. V. Rikkonen**
SIMULATION OF CONTACT INTERACTION OF
PIEZOELECTRIC ENGINE ELEMENTS

SPACE SERVICES

**V. E. Chebotarev, Yu. P. Salomatov, V. S. Panko,
A. A. Erokhin, E. V. Kuzmin, R. O. Ryazantsev**
THE SATELLITE DISTANCE RADIOMETER WITH
A PASSIVE RETROREFLECTION OF A REQUEST
RADIO SIGNAL

**V. M. Vladimirov, V. N. Ratushnyak,
V. A. Vyakhirev, I. V. Tyapkin**
FEATURES OF SCANNING THE ATMOSPHERE
AND BUILDING RADAR STATIONS OF VERTICAL
SOUNDING WITH A LOW-ELEMENT ANTENNA
ARRAY

МЕТОД ОБЕСПЕЧЕНИЯ ВЫСОКОЙ ТОЧНОСТИ ФОРМЫ РЕФЛЕКТОРОВ ЗЕРКАЛЬНЫХ АНТЕНН КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В. Б. Тайгин¹ ✉, А. В. Лопатин^{2, 3}

¹ АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

² Институт вычислительных технологий СО РАН,
г. Красноярск, Российская Федерация

³ Сибирский государственный университет науки и технологий им. акад. М. Ф. Решетнёва,
г. Красноярск, Российская Федерация

В статье выполнен анализ требований, которым должны удовлетворять зеркальные антенны космических аппаратов, предназначенные для передачи высокочастотных радиосигналов. Эти требования касаются прочности и жесткости конструкции, свойств материала рефлектора антенны и качества его поверхности. Отмечается, что с увеличением частоты радиосигнала возрастают требования к точности формы рефлектора. Вместе с тем существующие конструкции антенн и технологии их изготовления не позволяют обеспечить эти требования. В статье предложен оригинальный метод управления формой рефлектора зеркальной антенны, применение которого позволит создавать конструкции с высокой точностью поверхности. Этот метод предполагает, что требуемая точность формы рефлектора может быть достигнута за счет упругого деформирования его оболочки. Разработана конструкция регулировочных узлов для разного типа рефлекторов. Предложен алгоритм выбора количества узлов регулировки и мест их расположения. Этот алгоритм использует результаты конечно-элементного модального анализа оболочки рефлектора. Разработаны оригинальные конструкции осесимметричного и офсетного рефлекторов, форма оболочки которых может создаваться за счет управляемого деформирования. Предложена конструкция оболочки рефлектора со шпангоутом с расположенными на нем узлами регулирования. Такая конструкция позволяет существенно сократить количество узлов регулировки. Разработан проект рефлектора со шпангоутом и консольными спицами, обладающего малой массой и высокой жесткостью. Предложенный в статье метод обеспечения высокой точности рефлектора может найти применение при изготовлении конструкций новых космических антенн, работающих в высокочастотных диапазонах.

Ключевые слова: зеркальная антенна космического аппарата, управление формой рефлектора, узел регулирования, метод конечных элементов, модальный анализ.

Введение

Конструкция современных космических аппаратов связи в большой степени зависит от конструкции их антенных систем [1–6]. В настоящее время наиболее распространенным видом космических антенн являются зеркальные антенны. Зеркальные антенны обладают простой и надеж-

ной конструкцией и способны хорошо усиливать и направлять радиосигналы в различных диапазонах частот. Для успешной работы зеркальной антенны в составе космического аппарата необходимо соблюдение следующих требований:

1. Фронтальная поверхность рефлектора антенны должна быть выполнена из материала, способного не менее чем на 97 % отражать радиоволны в требуемой полосе частот.

2. Антенна должна сохранять геометрическую точность в процессе эксплуатации на орбите. Так, смещение облучателя и/или вторичного зеркала антенны от номинального положения не должно превышать $0,2\lambda$, где λ – длина радиоволны.

✉ taygin@iss-reshetnev.ru

© Тайгин В. Б., Лопатин А. В., 2019

Работа поддержана Министерством науки и высшего образования Российской Федерации, уникальный идентификатор проекта RFMEFI60419X0233

3. Среднеквадратическое отклонение формы фронтальной поверхности рефлектора от теоретической не должно превышать $0,02\lambda$ в процессе эксплуатации антенны.

4. Частота собственных колебаний конструкции антенны не должна быть ниже 45 Гц.

5. Прочность конструкции антенны должна обеспечивать ее целостность в процессе выведения космического аппарата на орбиту.

6. Материалы антенны должны обладать температурной стойкостью в диапазоне температур от -150°C до $+150^\circ\text{C}$ и радиационной стойкостью в потоке ионизирующего излучения Солнца.

7. Масса антенны должна быть минимальной.

Современные системы космической связи имеют тенденцию к переходу на высокие радиочастотные диапазоны, такие как K_a , K , Q и V диапазоны. Преимущество этих диапазонов заключается в высокой пропускной способности радиоканалов. Однако с повышением рабочей частоты ужесточаются требования к форме отражающей поверхности рефлектора антенн. При этом антенны космического аппарата могут иметь совмещенный рабочий диапазон частот, например, C/K_a , K_a/Q и т. д. Это усложняет задачу разработки антенны, так как рефлектор должен иметь большие габариты для работы в нижнем диапазоне и при этом высокую точность отражающей поверхности, необходимую для работы в верхнем диапазоне.

Конструкция рефлектора, наиболее часто используемая в современных антеннах, выполнена в виде трехслойной оболочки с несущими обшивками из углепластика и алюминиевым сотовым заполнителем. На рис. 1 представлена типовая конструкция осесимметричной зеркальной антенны с трехслойным сотовым рефлектором.

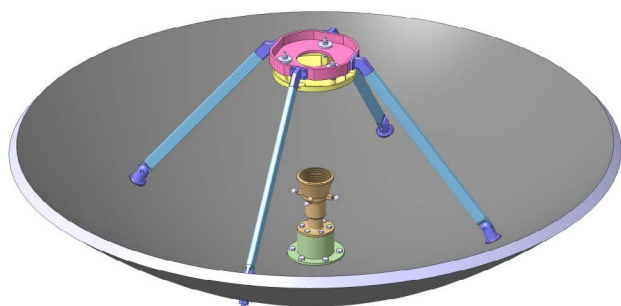


Рис. 1. Типовая конструкция осесимметричной антенны

Рефлектор антенны изготавливается за единый цикл формования [7]. Такая технология предполагает укладку препрега углеродного волокна, пленочного клея, алюминиевого сотового заполнителя на оправку из материала с низким коэффициентом термического расширения и совместное

формование в автоклаве при температуре полимеризации смолы препрега. Эта технология относительно проста и позволяет получить практически готовое изделие после формования. Жесткость такого рефлектора определяется высотой заполнителя и модулем упругости материала несущих слоев. Однако в процессе формования из-за анизотропии свойств композиционного материала несущих слоев, усадки смолы и значительной разности в коэффициентах термического расширения материалов несущих слоев и сотового заполнителя в конструкции возникают напряжения [15]. Эти напряжения приводят к деформации рефлектора после снятия его с оправки. Пример диаграммы отклонений формы рефлектора приведен на рис. 2.

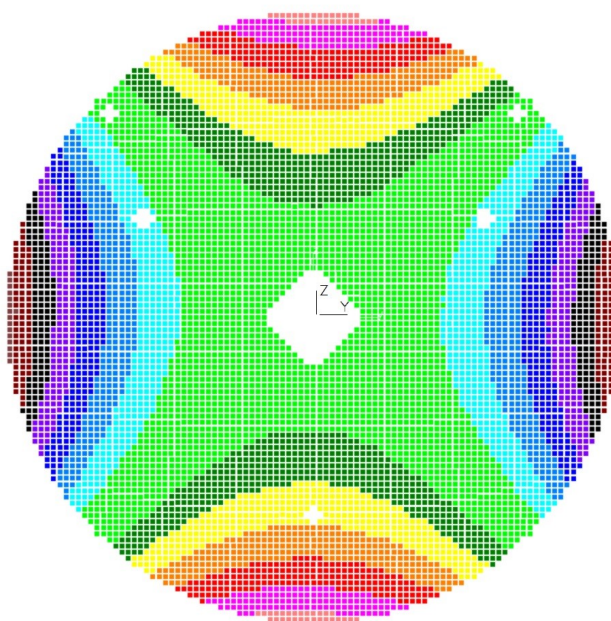


Рис. 2. Диаграмма отклонений поверхности рефлектора после формования

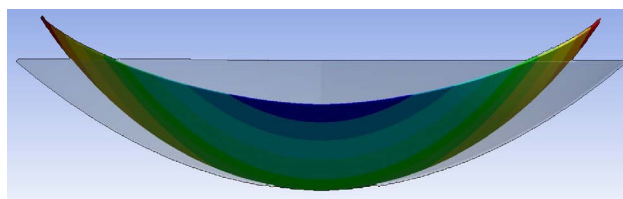


Рис. 3. Искаженная форма рефлектора после формования

Распределение напряжений в конструкции рефлектора после формования искажает его форму (рис. 3). Попытки технологической «борьбы» с этим искажением формы незначительно уменьшают отклонения. Величина отклонений превышает требования для диапазона частот K_a и выше. Поэтому обеспечение работоспособности рефлектора в высоких диапазонах частот потребовало поиска конструктивных решений, позволяющих обеспечить точность формы рефлектора.

В статье предложен оригинальный метод управления формой рефлектора зеркальной антенны, применение которого позволит создавать конструкции с высокой точностью поверхности. Этот метод предполагает, что требуемая точность формы рефлектора может быть достигнута за счет упругого деформирования его оболочки. Разработана конструкция регулировочных устройств, с помощью которых происходит исправление формы рефлектора. Представлен алгоритм выбора мест расположения регулировочных устройств. Разработаны конструкции антенн, поверхность рефлектора которых формируется посредством принудительного деформирования.

1. Методы обеспечения точности формы рефлектора

Процесс формования трехслойной оболочки не отличается стабильностью результата. Поэтому на предприятиях космической отрасли постоянно происходит поиск методов обеспечения требуемой точности формы рефлектора. Рассмотрим некоторые из этих методов.

В работе [8] представлена антенна с двумя тонкими оболочками. Фронтальная и поддерживающая оболочки образуют замкнутую конструкцию, которая за счет такого соединения обладает значительной жесткостью. Тыльная оболочка поддерживает кромку отражающей оболочки и связывает ее с основанием рефлектора. Отмечается, что рефлектор такой конструкции имеет малые среднеквадратические отклонения формы. Это обеспечивается тем, что искажение формы каждой оболочки компенсируется при сборке в жесткую конструкцию.

Еще одним вариантом обеспечения точной формы рефлектора является установка жесткого рамного элемента на его тыльную поверхность [9]. Такая установка осуществляется когда рефлектор прижат к формообразующей оправке. При этом рама фиксируется на небольшом удалении от рефлектора с помощью приклеиваемых соединительных элементов в виде пластин и уголков (рис. 4).



Рис. 4. Трехслойный рефлектор с жесткой рамой

Такой метод обеспечивает некоторое улучшение формы рефлектора, но имеет ряд недостатков, связанных с точностью позиционирования склеиваемых частей, возникновением в них напряжений при термоциклировании и ограниченной жесткостью собранной конструкции [10; 11].

2. Метод управления формой рефлектора

Наиболее эффективным методом устранения технологических погрешностей рефлектора является метод непосредственной регулировки формы поверхности в процессе изготовления. Для реализации этого метода конструкция рефлектора должна содержать три основных компонента: оболочку рефлектора, опорную конструкцию и узлы регулировки [12]. При этом опорная конструкция должна быть значительно жестче оболочки рефлектора.

Суть метода заключается в упругом деформировании оболочки рефлектора в отдельных точках при помощи регулировочных узлов, закрепленных на опоре. Опора должна обладать малой деформативностью по сравнению с деформативностью оболочки и обеспечивать необходимую жесткость всей конструкции антенны. Оболочка в таком методе может быть очень тонкой. Малая толщина будет обеспечивать ее большую податливость. Такая оболочка обладает меньшей массой по сравнению с трехслойным рефлектором.

Регулировка рефлектора является итерационным процессом, включающим сканирование и коррекцию формы. После формования и сборки конструкции производится ее регулировка. Измеряются координаты точек на поверхности оболочки рефлектора с помощью координатно-измерительной машины [13]. Затем осуществляется сравнение результатов измерений с идеальной моделью. При неудовлетворительном среднеквадратическом отклонении производят коррекцию формы при помощи регулировочных узлов и повторяют измерения формы. Такие итерации необходимо повторять пока форма не будет соответствовать требованиям по точности.

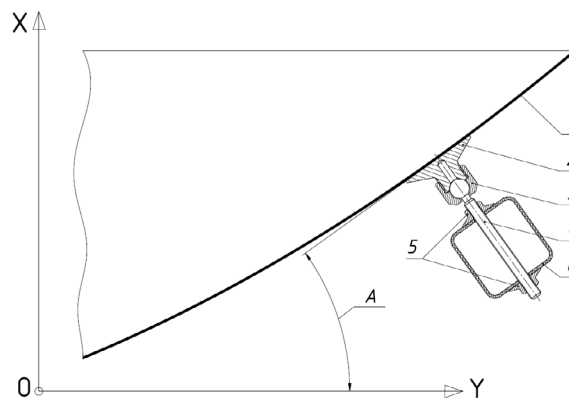


Рис. 5. Регулировочный узел, установленный перпендикулярно к поверхности оболочки рефлектора

Рассмотрим конструктивные особенности разработанных двух узлов регулировки оболочки рефлектора, отличающихся направлением действия (рис. 5 и 6).

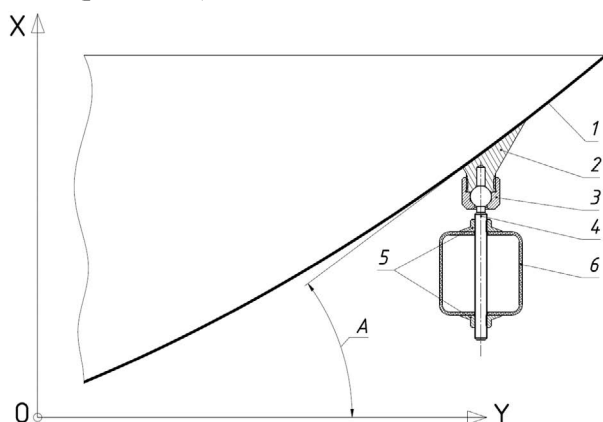


Рис. 6. Регулировочный узел, установленный перпендикулярно плоскости апертуры рефлектора

Оболочка рефлектора (1) выполнена из углепластика и имеет малую толщину. Накладка (2) приклеивается к оболочке и служит для соединения с остальными частями узла. Шпилька с резьбой (4) зафиксирована в опоре (6) двумя гайками (5). Вращая эти гайки можно перемещать шпильку относительно опоры. Сферический наконечник шпильки входит в коническое углубление в накладке и фиксируется накидной гайкой (3) так, что образуется сферический шарнир. Назначение этого шарнира состоит в том, что он исключает изгибающий оболочку момент, который может возникать при регулировке.

Различие двух представленных схем заключается в расположении регулировочного узла относительно оболочки. В первом случае ось шпильки перпендикулярна поверхности параболоида рефлектора. Во втором эта ось перпендикулярна плоскости апертуры рефлектора. В первом варианте накладка имеет правильную коническую форму. Для реализации такого случая закрепления опора должна быть эквидистантной к оболочке рефлектора. Этот случай подходит для осесимметричных оболочек с большой кривизной, при которой угол A (рис. 5) больше 20° . Во втором варианте опора может быть плоской, но при этом накладки имеют форму усеченного конуса и менее компактны. Такой вариант больше подходит для оболочек с меньшей кривизной, у которых угол A меньше 20° , например, в офсетных рефлекторах (рис. 6).

Большое значение имеет выбор местоположения регулировочных узлов и их количества. При типичном искажении формы рефлектора имеются два полюса с положительными и два полюса с отрицательными отклонениями. Полюса расположены на двух взаимно перпендикулярных осях.

Теоретически достаточно четырех регулировочных узлов для исправления формы оболочки рефлектора. Однако на практике обнаружено, что такое количество узлов не обеспечивает стабильную форму оболочки. При попытке воздействия на эти полюса искажения перемещаются в свободные от узлов зоны. Практически установлено, что минимальное количество регулировочных узлов должно быть не менее шести.

Если оболочка рефлектора тонкостенная, то возникает необходимость обеспечения ее жесткости введением дополнительных узлов регулировки. Однако чрезмерно большое количество узлов увеличивает массу всей конструкции. Таким образом, возникает задача определения оптимального количества узлов.

Для решения поставленной задачи был проведен параметрический анализ, выполненный с привлечением метода конечных элементов [14]. На рис. 7 показаны места крепления шарнирных опор на тонкой оболочке рефлектора. Варьируемыми параметрами в проводимом анализе по выбору мест расположения узлов являются диаметры, на которых они расположены, и их количество. В расчетах оценивалась основная частота колебаний рефлектора как критерий жесткости конструкции. Результаты вычислений основной частоты колебаний как функции числа узлов и диаметра их расположения представлены в табл. 1. Типовые формы первых тонов колебаний показаны на рис. 8.

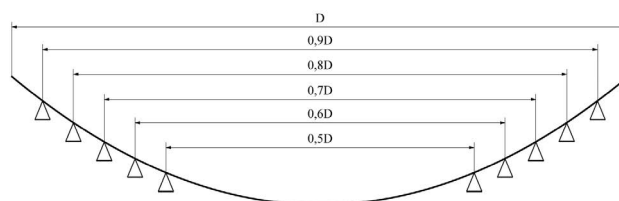


Рис. 7. Схема расположения мест крепления узлов регулировки

Анализ показал, что наиболее эффективным местом положения узлов регулировки является окружность, диаметр которой равен $0,9$ диаметра апертуры антенны. С увеличением количества узлов происходит очевидный рост частоты собственных колебаний.

Основываясь на результатах проведенных исследований, были спроектированы осесимметричный и офсетный рефлекторы с системой регулировки формы. На рис. 9 представлена антенна с осесимметричным рефлектором.

В качестве опорной конструкции использована трехслойная оболочка. Эта опора изготавливается на той же оправке что и оболочка рефлектора. После формования трехслойную оболочку механически обрабатывают и в ней устанавливают необходимые закладные детали для регулировочных узлов. Затем формируют оболочку рефлектора

толщиной 0,42 мм и, не снимая ее с оправки, крепят к ней опорную оболочку с установленными регулировочными узлами.

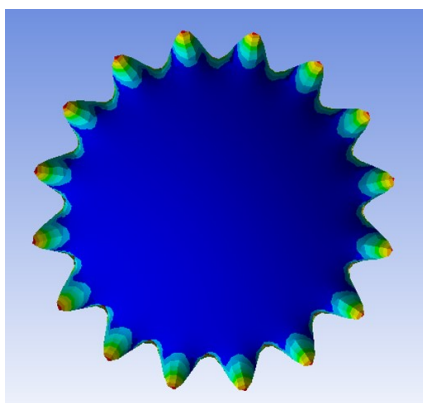
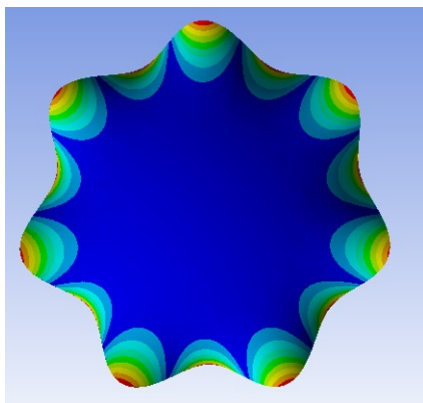
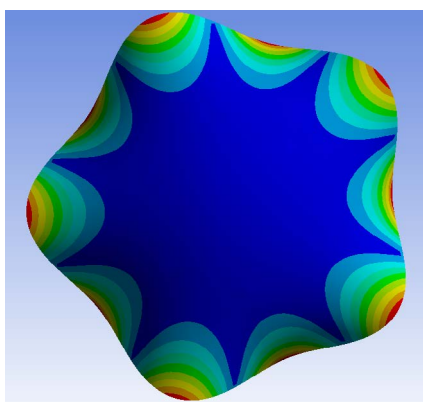
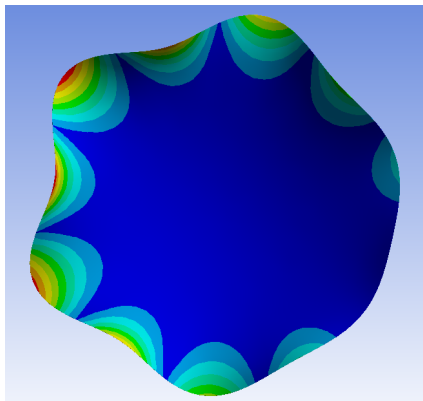


Рис. 8. Типовые основные формы колебаний оболочки рефлектора

Таблица 1

Зависимость основной частоты колебаний оболочки (Гц) рефлектора от положения узлов регулировки

Количество узлов регулировки	Положение узла регулировки				
	0,5D	0,6D	0,7D	0,8D	0,9D
6	20	27	28	31	36
7	24,5	31	37	40	47
8	25,5	37	47	51	59
9	26	40	53	62	71
10	26	41	59	76	85
11	27,5	41	62	88	101
12	28	41	64	99	116

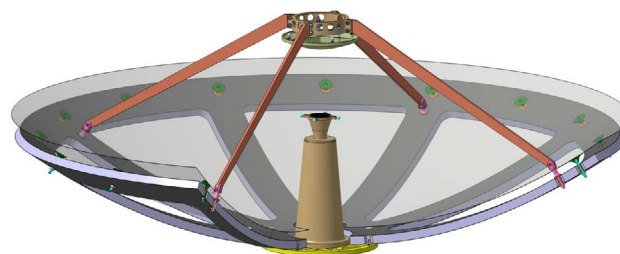


Рис. 9. Осесимметричная антенна

На рис. 10 показано сечение спроектированного регулировочного узла. Для крепления узла в трехслойной оболочке используется цилиндрическая втулка с резьбой. Шпилька со сферическим наконечником вкручивается в отверстие во втулке. Накладка фиксируется на сферическом наконечнике при помощи стопорного кольца. Масса такого узла составляет 20 гр. Масса всех узлов равна 320 гр. Масса рефлектора в сборе составила 2,5 кг. Удельная масса рефлектора равна 1,4 кг/м².

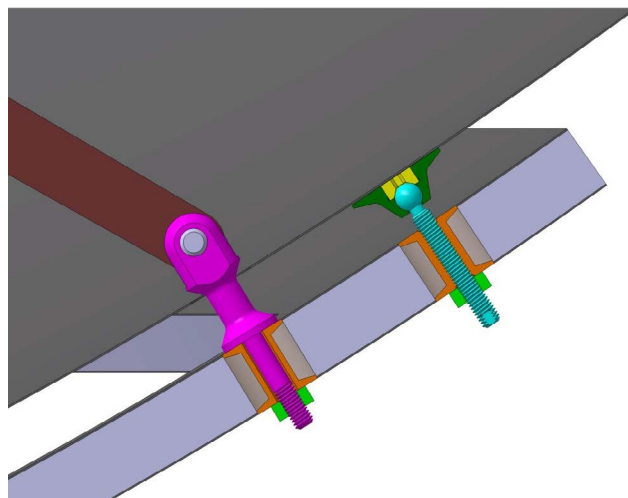


Рис. 10. Регулировочный узел

Трехслойная опора рефлектора служит также для крепления стоек, поддерживающих кон-

ттрефлектор, для установки облучателя и для крепления антенны на КА.

Офсетный рефлектор, как правило, имеет большое фокусное расстояние и, как следствие, меньшую кривизну. В силу этого система регулировки для него может быть выполнена по схеме, показанной на рис. 6. Модель спроектированного офсетного рефлектора представлена на рис. 11.

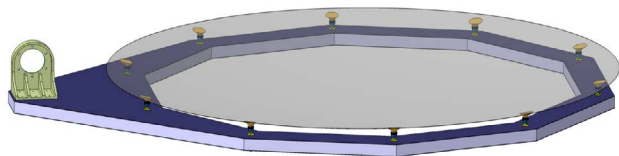


Рис. 11. Офсетный рефлектор с системой регулировки формы

В качестве опорной конструкции рефлектора применена плоская трехслойная сотовая панель с обшивками из углепластика. Такое решение является простым и технологичным в изготовлении и обеспечивает требуемую жесткость конструкции. Для монтажа узлов регулировки, как и в предыдущем варианте, в панель установлены цилиндрические вставки. Для крепления рефлектора на поворотном устройстве на панели имеется треугольный выступ с установленным кронштейном.

Как показал выполненный анализ, для рефлектора с большой апертурой (2 м и более) необходимое количество узлов регулировки превышает 20. Это приводит к увеличению массы конструкции и создает трудности при регулировке. Уменьшить количество узлов можно за счет введения шпангоута вдоль линии крепления оболочки (рис. 12).

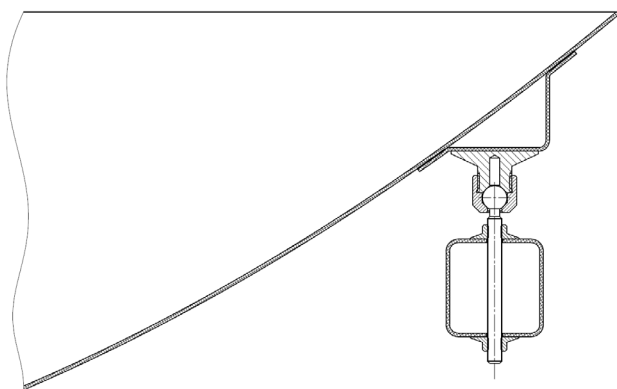


Рис. 12. Оболочка со шпангоутом и регулировочным узлом

Такой шпангоут, установленный вблизи апертуры, обеспечивает жесткость тонкой оболочки и дает возможность свести количество узлов регулировки к минимуму. Для подтверждения этого конструктивного решения был проведен конечно-элементный анализ и создана лабораторная модель рефлектора. Анализ проводился для двух оболочек: тонкостенной оболочки и оболочки со

шпангоутом. На каждой оболочке размещалось 6 узлов регулирования. Результаты модального анализа обеих конструкций показали, что при наличии тонкостенного шпангоута основная частота колебаний как критерий жесткости оболочки возрастает в 9 раз. Масса такой оболочки увеличивается в 1,15 раза. Основные формы колебания обеих оболочек приведены на рис. 13.

Изготовленная лабораторная модель рефлектора (рис. 14) имеет оболочку с апертурой 2300 мм. Вблизи апертуры был приклеен шпангоут полукруглого сечения. Для монтажа узлов регулировки модель устанавливается на технологической подставке. В местах крепления имеются узлы регулировки по схеме рис. 11. Поверхность рефлектора после настройки (рис. 15) имела среднеквадратическое отклонение 0,06 мм. Отметим, что для рефлекторов таких габаритов среднеквадратическое отклонение, как правило, превышает 0,3 мм.

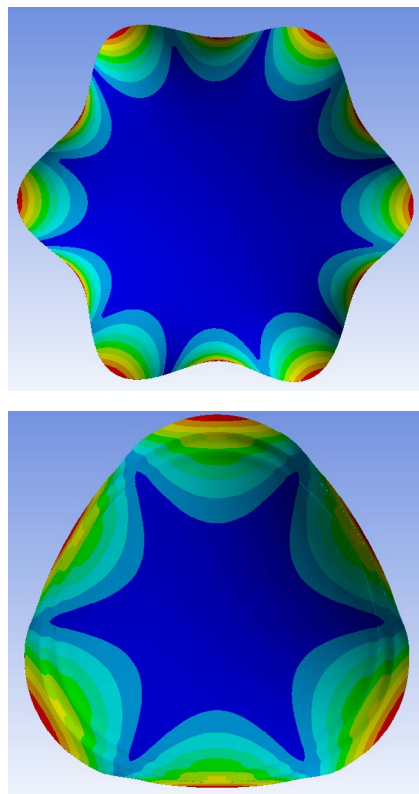


Рис. 13. Формы колебаний оболочки (вверху – без шпангоута, внизу – со шпангоутом)

Используя результаты конечно-элементного анализа и лабораторного макетирования, был спроектирован рефлектор со шпангоутом диаметром 1 м, представленный на рис. 16. Он имеет 6 консольных композитных спиц полого сечения. Спицы крепятся к основанию рефлектора и имеют фитинги для установки регулировочных узлов. Каждый из узлов имеет сферический шарнир и резьбовую шпильку. Он частично погружен в полость шпангоута для большей компактности рефлектора.



Рис. 14. Лабораторная модель рефлектора со шпангоутом

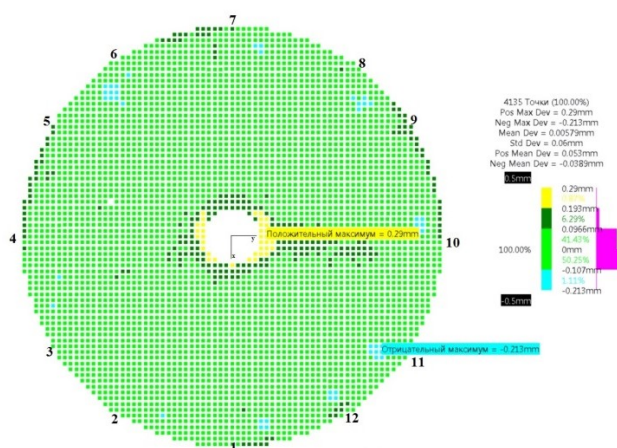


Рис. 15. Диаграмма отклонений оболочки рефлектора со шпангоутом после настройки

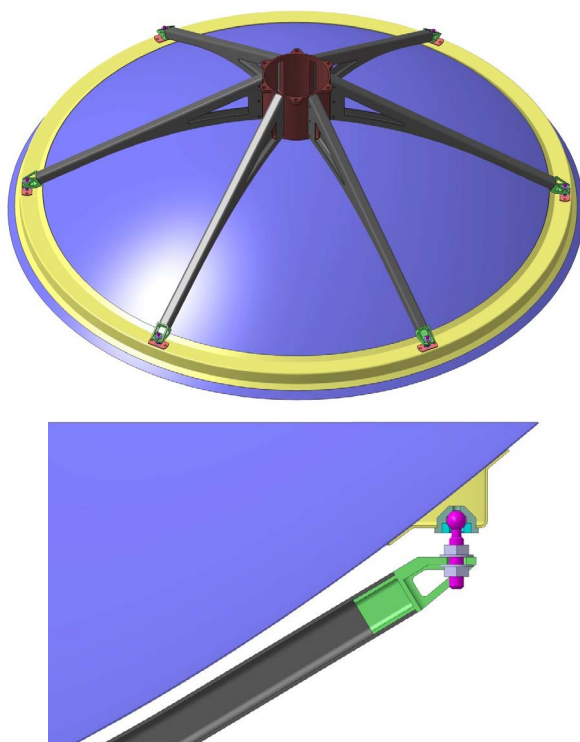


Рис. 16. Рефлектор со шпангоутом и консольными спицами

Был проведен модальный анализ рефлектора. На рис. 17 показана форма первого тона колебаний. Частота первого тона составила 96 Гц. Масса рефлектора равна 2,1 кг. Масса аналога в виде трехслойной оболочки составляет 5 кг.

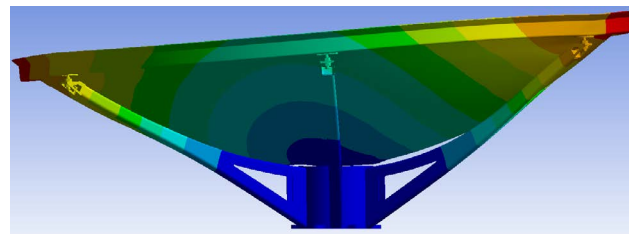


Рис. 17. Первая форма колебаний рефлектора

Заключение

Как показали выполненные в статье исследования, рефлекторы в виде тонких оболочек с возможностью регулировки формы обладают рядом преимуществ по сравнению с трехслойными рефлекторами. Удельная масса тонких оболочек меньше удельной массы трехслойных рефлекторов даже с учетом опорной конструкции. Экономия в весе зависит от выбранного типа конструкции и может достигать 50 %. Наибольшая экономия массы наблюдается в рефлекторах со шпангоутом, расположенном около апертуры. В таком исполнении оболочка может быть сколько угодно тонкой и количество поддерживающих элементов может быть минимальным. Сам же шпангоут вносит незначительный весовой вклад. Точность рефлекторов на основе тонких оболочек с системой регулировки значительно выше их трехслойных аналогов. Вероятность неисправимого брака, связанного с погрешностью формы при изготовлении, сводится к нулю, так как на любом этапе изготовления может быть произведена коррекция формы рефлектора.

В среднем точность формы оболочек с системой коррекции в 3–5 раза выше точности формы трехслойных конструкций. Стабильность геометрии тонких оболочек в условиях эксплуатации будет выше, чем у трехслойных рефлекторов. Это связано с меньшим градиентом температур в конструкции рефлектора. В трехслойных конструкциях при воздействии теплового потока градиент температур приводит к деформации рефлектора. В тонких оболочках градиент по толщине практически отсутствует. Поэтому деформации оболочки будут значительно меньше. Предложенный в статье метод обеспечения высокой точности рефлектора может найти применение при изготовлении конструкций новых космических антенн, работающих в высокочастотных диапазонах.

Список литературы

- [1] Reflector Antennas [Электронный ресурс]. URL: <http://www.hps-gmbh.com/en/portfolio/subsystems/reflector-antennas/> (дата обращения: 18.11.2019).
- [2] Archer J. S. High-Performance Parabolic Antenna Reflectors // Journal of Spacecraft and Rockets, vol. 17, issue 1, 1980, pp. 22–26.
- [3] Chen Z. N., Liu D., Nakano H., Qing X., Zwick Th. Handbook of Antenna Technologies, 2016. 3473 p.
- [4] Imbriale W. A., Gao S., Boccia L. Space Antenna Handbook. John Wiley & Sons Ltd., 2012. 744 p.
- [5] Dybdal R. Communication satellite antennas: system architecture, technology and evaluation. New York, McGraw-Hill, 2009.
- [6] Галимов Г. К. Общая теория зеркальных антенн. Т. 6. М. : ООО «Авансес Солюшнз», 2017. 704 с.
- [7] Чичурин В. Е., Наговицин А. В., Наговицин В. Н., Мациенко А. В., Михнев М. М., Данилов В. Е. Способ изготовления многослойного антенного рефлектора. Пат. № 2686865, Российская Федерация, 2018, бюл. № 13.
- [8] Тайгин В. Б., Лопатин А. В. Разработка зеркальной антенны космического аппарата с ультралегким высокоточным размеростабильным рефлектором // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3. № 3. С. 121–131.
- [9] Чичурин В. Е., Тайгин В. Б., Наговицын А. В., Болгов В. В., Патраев Е. В., Михнев М. М. Прецизионный рефлектор и способ его изготовления. Пат. № 2571718, Российская Федерация, 2015, Бюл. № 10.
- [10] Новиков А. Д., Просунцов П. В., Резник С. В. Определение конструктивного облика рефлектора зеркальной космической антенны из композиционного материала // Вестник Российского университета дружбы народов. Серия: «Инженерные исследования». 2017. Т. 18. № 3. С. 308–317.
- [11] Резник С. В., Просунцов П. В., Азаров А. В. Обоснование конструктивно-компоновочной схемы рефлектора зеркальной космической антенны с высокой стабильностью формы и малой погонной плотностью // Инженерно-физический журнал. 2015. Т. 88. № 3. С. 674–680.
- [12] Шарловский Ю. В. Регулировочные устройства приборов и их элементы. М. : Машиностроение, 1976. 311 с.
- [13] Золотухин И. С., Федорова К. М. Контроль геометрических параметров деталей с помощью координатно-измерительных машин : учеб. пособ. Тюмень : ТИУ, 2018, 114 с.
- [14] ANSYS Theory Reference. USA, ANSYS Inc., 1994.
- [15] Wijskamp S. Shape distortions in composites forming. PhD thesis, University of Twente, Enschede, the Netherlands, May, 2005, 183 p.

METHOD OF ACHIEVEMENT THE HIGH ACCURACY OF THE SHAPE OF REFLECTORS OF MIRROR ANTENNAS OF SPACECRAFT

V. B. Taygin¹, A. V. Lopatin^{2, 3}

¹ JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

² Institute of Computational Technologies of SB RAS, Krasnoyarsk, Russian Federation

³ Reshetnev Siberian State University of Science and Technology, Krasnoyarsk, Russian Federation

Analysis of conditions, which are required for mirror antennas of spacecrafts destined for transmission of high-frequent radio signals, is done in this paper. These conditions are regarded to resistance and rigidity of the construction features of the material of an antenna's reflector and its surface's quality. It is mentioned that the requirements to the accuracy of the reflector's shape grow together with the frequency of a radio signal. Altogether, the existing constructions of antennas and the producing technologies are not capable to obtain those requirements. The innovative method of controlling the shape of a reflector of a mirror antenna is presented in the paper. Its application gives an opportunity to produce constructions with a highly accurate surface. This method deals with the fact that the required accuracy of a reflector can be achieved via elastic deformation of its shell. Design of the regulating units for different types of reflectors is developed. We propose an algorithm of choosing the number of the regulating units and their locations. This algorithm uses the results of finite-element modal

analysis of a reflector's shell. Innovative design of axisymmetric and offset reflectors which shell's shape can arise from controlled deformation is developed. We also suggest the design of the reflector's shell with a timber with regulating units on it. Such design provides an opportunity to significantly decrease the number of the regulating units. Project of the reflector with a timber and console rods possessing low mass and high stiffness is developed. Method of achievement the high accuracy of a reflector, presented in the paper, can be applied to design of new space antennas operating in high-frequency interval.

Keywords: spacecraft mirror antenna, controlling the shape of a reflector, regulating unit, finite-element method, modal analysis.

References

- [1] Reflector Antennas. Available at: <http://www.hps-gmbh.com/en/portfolio/subsystems/reflector-antennas/> (accessed 18.11.2019).
- [2] Archer J. S. High-Performance Parabolic Antenna Reflectors // Journal of Spacecraft and Rockets, vol. 17, issue 1, 1980, pp. 22–26.
- [3] Chen Z. N., Liu D., Nakano H., Qing X., Zwick Th. Handbook of Antenna Technologies, 2016. 3473 p.
- [4] Imbriale W. A., Gao S., Boccia L. Space Antenna Handbook. John Wiley & Sons Ltd., 2012. 744 p.
- [5] Dybdal R. Communication satellite antennas: system architecture, technology and evaluation. New York, McGraw-Hill, 2009.
- [6] Galimov G. K. *Obshchaya teoriya zerkal'nyh antenn. T. 6* [General theory of mirror antennas. Vol. 6]. Moscow, Advantsed Solutions, 2017. 704 p. (In Russian)
- [7] Chichurin V. E., Nagovitsyn V. N., Nagovitsyn A. V., Matsienko A. V., Mikhnev M. M., Danilov V. E. *Sposob izgotovleniya mnogosloynnogo antennogo otrazhatelya* [A method of manufacturing a multilayer antenna reflector]. Patent RU 2686865, 2018, bulletin no. 13.
- [8] Taygin V. B., Lopatin A. V. Design of the mirror antenna of a spacecraft with the ultralight high precision size-stable reflector // Spacecrafts & Technologies, 2019, vol. 3, no. 3, pp. 121–131. doi: 10.26732/2618-7957-2019-3-121-131
- [9] Chichurin V. E., Taigin V. B., Nagovitsyn A. V., Bolgov V. V., Patraev E. V., Mikhnev M. M. *Precizionnyj reflektor i sposob ego izgotovleniya* [Precision reflector and method for its manufacture]. Patent RU 2571718, 2015, bulletin no. 10.
- [10] Novikov A. D., Prosuntsov P. V., Reznik S. V. *Opredeleniye konstruktivnogo oblika reflektora zerkalnoy kosmicheskoy anteny iz kompozitsionnogo materiala* [Definition of constructive image of the reflector of a reflective space antenna from a composite material] // RUDN Journal of Engineering Researches, 2017, vol. 18, no. 3, pp. 308–317. (In Russian)
- [11] Reznik S. V., Prosuntsov P. V., Azarov A. V. Substantiation of the structural-layout scheme of the mirror-space-antenna reflector with a high shape stability and a low density per unit length // Journal of Engineering Physics and Thermophysics, vol. 88, no. 3, pp. 699–705.
- [12] Sharlovskiy Yu. V. *Regulirovochnyye ustroystva priborov i ikh elementy* [Adjustment devices and its elements]. Moscow, Mashinostroyeniye, 1976. 311 p. (In Russian)
- [13] Zolotukhin I. S., Fedorova K. M. *Kontrol geometricheskikh parametrov detaley s pomoshch'yu koordinatno-izmeritelnykh mashin* [Control of the geometric parameters of parts using coordinate measuring machines]. Tyumen, TIU, 2018. 114 p. (In Russian)
- [14] ANSYS Theory Reference. USA, ANSYS Inc., 1994.
- [15] Wijskamp S. Shape distortions in composites forming. PhD thesis, University of Twente, Enschede, the Netherlands, May, 2005, 183 p.

УВЕЛИЧЕНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ИСПОЛНИТЕЛЬНЫХ УСТРОЙСТВ СИСТЕМЫ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ В УСЛОВИЯХ ОТКРЫТОГО КОСМОСА

Н. В. Луконин¹ ✉, Е. Н. Головенкин¹,
Г. В. Дмитриев¹, И. Я. Шестаков²

¹ АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

² Сибирский государственный университет науки и технологий им. акад. М. Ф. Решетнёва,
г. Красноярск, Российская Федерация

Рассмотрены способы передачи тепловой энергии электронагревателей к узлам и устройствам космических аппаратов негерметичного исполнения, находящихся в составе космических аппаратов на целевых орбитах в условиях штатного применения. Разработаны основные технические характеристики перспективных электронагревателей для условий эксплуатации, разработана модель штатного положения электронагревателей, позволяющая определить пути повышения эффективности и коэффициента полезного действия электронагревателей. Представлены основные результаты разработки гибких пленочных электронагревателей различного конструктивного исполнения с использованием материалов, производимых отечественной промышленностью и изготовленных с применением нового способа на основе метода фотолитографии и травления резистивного слоя, позволяющего реализовать новые функциональные возможности и существенно улучшить эффективность электронагревателей. Приведены эксперименты, подтверждающие расчеты в условиях, имитирующих эксплуатационные воздействия на электронагреватели. Применение гибких пленочных электронагревателей повышенной эффективности в составе существующих и перспективных космических аппаратов позволяет улучшить эффективность работы системы терморегулирования в целом и улучшает технологичность изготовления.

Ключевые слова: электронагреватель, космический аппарат, система терморегулирования, коэффициент полезного действия, фотолитография.

Введение

Разработка перспективных космических аппаратов (КА) с увеличенными сроками активного существования (САС) в негерметичном исполнении предъявляет повышенные требования к системе терморегулирования (СТР), обеспечивающей температурный режим работы радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) [9] и узлов КА в заданном температурном диапазоне длительное время, поддержание баланса тепловой энергии и ее перераспределение между конструкциями аппарата [1].

В качестве активных исполнительных устройств СТР используются электронагреватели

(ЭН), установленные на нагреваемые объекты (НО): приборы, аппаратура, узлы КА и включающиеся для подогрева НО до минимальных значений эксплуатационных температур. Включение осуществляется путем подачи напряжения питания $U_{пит}$ на резистивный слой ЭН. После достижения заданных значений температур НО $U_{пит}$ снимается. Количество ЭН, применяемых в КА, зависит от габаритов КА и составляет от 300 до 500 и более. Повышение эффективности ЭН и разработка новых ЭН для условий штатной эксплуатации в составе существующих и перспективных КА негерметичного исполнения на целевой орбите в условиях открытого космоса обеспечивается совершенствованием основных технических характеристик, улучшением габаритно-массовых показателей, увеличением надежности, улучшением технологичности, увеличением КПД [2], созданием новых (дополнительных) функцио-

✉ lukonin@iss-reshetnev.ru

© Луконин Н. В., Головенкин Е. Н.,
Дмитриев Г. В., Шестаков И. Я., 2019

нальных и эксплуатационных возможностей на основе новых конструктивно-технологических решений.

Технические характеристики перспективных электронагревателей:

- ресурс работы в составе КА – более 20 лет;
- удельная тепловая нагрузка – более 2 Вт/см²;
- сопротивление изоляции – не менее 500 МОм;
- возможность использования в расширенном температурном диапазоне эксплуатации – от –125 °С до +125 °С;
- предельная температура нагрева – до +180 °С;
- применение отечественных материалов;
- требуемые геометрические размеры: форма, длина, ширина, толщина;
- требуемые прочностные характеристики: гибкость, стойкость к механическим и радиационным воздействиям [1];
- требуемый рисунок токопроводящего (резистивного) слоя;
- ширина резистивного слоя – менее 1 мм;
- равномерный нагрев резистивного слоя;
- резервирование функции нагрева – не менее двойного;
- параметры газовыделения: потеря массы – менее 0,1 %, летучие конденсирующиеся вещества – менее 0,01%;
- удельный вес – менее 1 г/см²;
- механическая прочность токовыводов ЭН – не менее 9,8 Н;
- толщина – менее 0,4 мм;
- сопротивление, приведенное к площади нагрева, – более 100 Ом/см²;
- разброс электрических и тепловых параметров – не более 10 %;
- технологичность изготовления;
- увеличенный КПД [6].

Разработка электронагревателей повышенной эффективности

С целью получения ЭН с необходимыми техническими характеристиками (ТХ) в АО «ИСС» проведены работы по увеличению эффективности, подбору новых материалов, производимых отечественной промышленностью, и отработке новых конструктивно-технологических решений, которые могут быть применены при изготовлении ЭН в условиях действующего производства. В результате предложены способы изготовления ЭН с помощью метода фотолитографии и травления нагревательного резистивного слоя для получения необходимого рисунка проводников [3]. На рис. 1–3 представлены гибкие пленочные ЭН, разработанные на основе метода фотолитографии и

травления резистивного слоя [3], различного конструктивного исполнения.



Рис. 1. Гибкий пленочный ЭН на основе константанового резистивного слоя

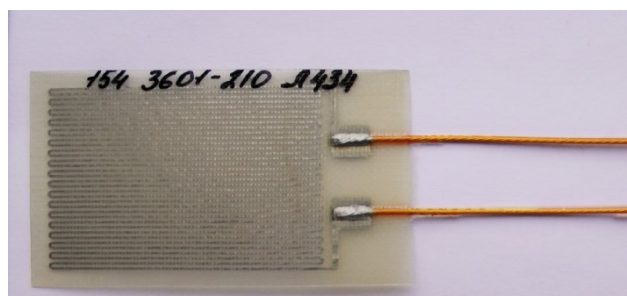


Рис. 2. Гибкий пленочный ЭН на основе нихромового резистивного слоя

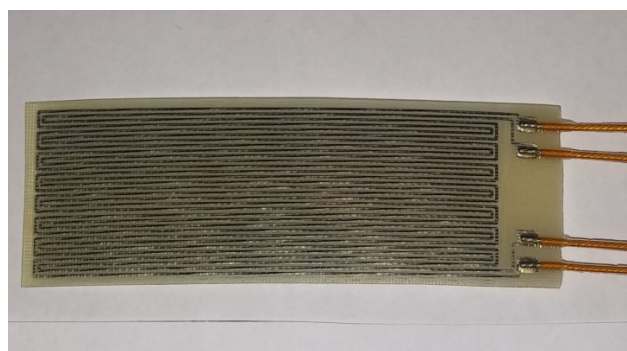


Рис. 3. Гибкий пленочный ЭН с двукратным резервированием

Для подтверждения эксплуатационных характеристик ЭН в условиях открытого космоса были проведены испытания типоразмерного ряда ЭН, установленных на НО с имитацией космического пространства криогенными экранами термовакuumной установки (ТВУ) объемом 120 м³, охлаждаемыми в ходе испытаний до температуры минус 180±10 °С. В качестве НО использовалась сотовая панель, имитирующая часть РЭА космического аппарата (имитатор РЭА). Внешний вид имитатора РЭА в ТВУ показан на рис. 5. Для обеспечения заданного эксплуатационного давления ЭН до значений 1·10⁻⁵ мм рт. ст. была задействована система вакуумной откачки камеры. На рис. 4 представлена схема термовакuumных испытаний (ТВУ). В ходе испытаний система измерения ТВУ обеспечи-

вала регистрацию температур оборудования и имитатора РЭА с помощью автоматизированной системы измерения температурных параметров установки. Погрешность измерения температурных параметров составила не более $\pm 0,5\%$ от их диапазонов измерения. В ходе проведения всех режимов ТВИ управление ЭН осуществлялось по отдельным регулируемым каналам от стабилизированных источников постоянного тока согласно программе испытаний. Погрешность измерения потребляемых мощностей составила не более $\pm 2\%$. Тепловые инфракрасные излучатели (ИК-излучатели) были установлены на случай отказа электропитания ЭН и в ходе работ использованы не были. Требуемые граничные температуры обеспечивались путем регулирования величин мощностей, подаваемых на ЭН. На рис. 5 представлен внешний вид имитатора РЭА в ТВУ.

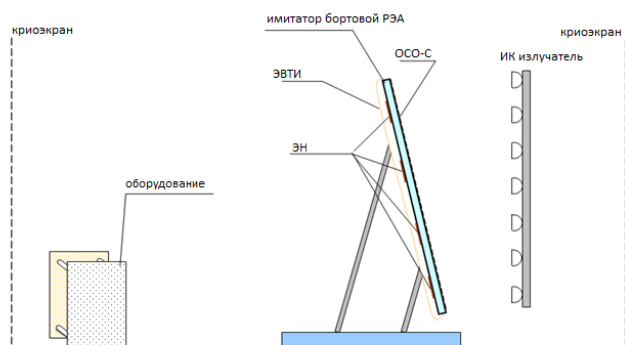


Рис. 4. Схема термовакуумных испытаний

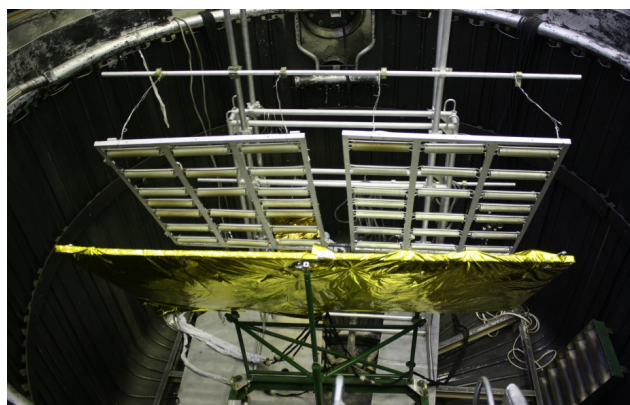


Рис. 5. Внешний вид имитатора РЭА, размещенного в ТВУ

Проведено 20 термоциклов (ТЦ) имитатора РЭА с установленными ЭН в диапазоне от $-70\text{ }^{\circ}\text{C}$ до $+70\text{ }^{\circ}\text{C}$. Максимальные температуры T_{\max} и максимальные удельные тепловые мощности $P_{\text{уд. max}}$ ЭН отражены в табл. 1. Выдержка в установившемся температурном режиме составляла 1 час. Переход на нижний уровень до $-70\text{ }^{\circ}\text{C}$ производился при выключенных ЭН. При переходе на верхний уровень мощность P увеличивалась ступенчато.

Таблица 1

Максимальные температуры и максимальные удельные тепловые мощности ЭН

Номер ЭН	Выход на верхний уровень		Верхний уровень	
	$T_{\max},\text{ }^{\circ}\text{C}$	$P_{\text{уд. max}},\text{ Вт/см}^2$	$T_{\max},\text{ }^{\circ}\text{C}$	$P_{\text{уд. max}},\text{ Вт/см}^2$
1	134	5,1	126	4,8
2	133	5,1	123	4,8
3	87	2,3	76	1,9
4	99	2,3	86	1,9
5	105	2,3	91	1,9
6	123	4,3	112	4,2
7	118	4,3	111	4,2
8	117	4,3	110	4,2
9	107	2,6	92	2,1
10	106	2,6	91	2,1
11	86	1,1	77	0,7
12	85	1,1	75	0,7
13	139	0,25	112	0,21
14	133	0,25	108	0,21
15	136	0,25	111	0,21
16	130	2,9	124	2,8
17	126	2,9	119	2,8
18	137	2,9	130	2,8
19	164	2,3	142	2
20	125	2,3	112	2

211

На рис. 6 показаны температуры имитатора РЭА и ЭН при термоциклировании в установившемся состоянии.

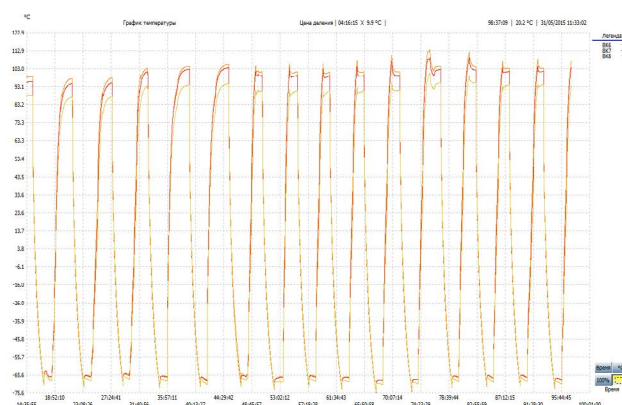


Рис. 6. Температурные режимы имитатора РЭА с ЭН при термоциклировании

На участке 1 (рис. 7) видно, что при подаче рабочей мощности $P_{\text{раб}} = 39\text{ Вт}$, $P_{\text{уд}} = 2,2\text{ Вт/см}^2$, $\Delta T_{\max} = 30\text{ }^{\circ}\text{C}$. На участке 2 на каждый ЭН подается $P_{\text{перезр}} = 50\text{ Вт}$, что соответствует $P_{\text{уд}} = 2,85\text{ Вт/см}^2$, $\Delta T_{\max} = 35\text{ }^{\circ}\text{C}$.

ЭН прошли испытания при $P_{\text{уд}}$ от $2,2\text{ Вт/см}^2$ до $2,85\text{ Вт/см}^2$. При $P_{\text{уд}} = 2,2\text{ Вт/см}^2$ ΔT не превышала заданного ограничения $55\text{ }^{\circ}\text{C}$. При проведении ТЦ посадочные места достигали температур свыше

+70 °С, а $P_{уд}$ для ряда ЭН существенно превышала величину 2,2 Вт/см², для отдельных ЭН (с нихромовым резистивным слоем) доходила до 5,1 Вт/см², температура ЭН при этом, с учетом данных тепловых полей, достигала плюс 135–155 °С. ТЦ прошло с отработочным запасом от 10 до 30 °С относительно установленной эксплуатационной температуры ЭН. После завершения ТЦ и открытия ТВУ замечания по внешнему виду ЭН отсутствовали, изменений теплового поля ЭН при съемке тепловизором не отмечено.

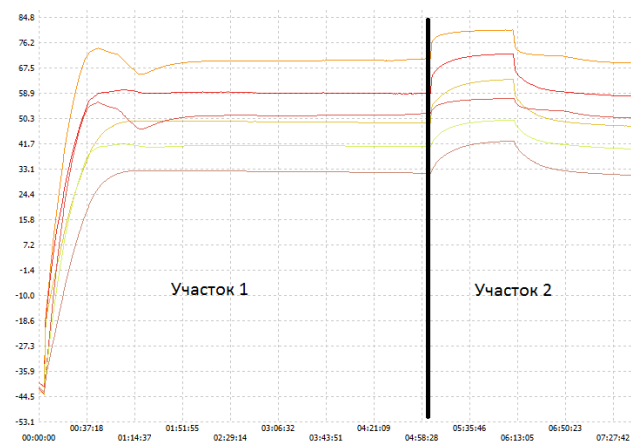


Рис. 7. Зависимость температуры ЭН от времени

Одним из важнейших показателей эффективности ЭН является КПД, определяемый отношением полного теплового потока A , переданного НО, к суммарному тепловому потоку Q_0 , выделенному ЭН:

$$\eta = A/Q_0 \cdot 100 \% \quad (1)$$

Из теории теплообмена известно три способа передачи тепловой энергии: кондуктивный, конвективный, излучением. Способы передачи тепловой энергии от ЭН к нагреваемому объекту зависят от внешней среды вокруг ЭН. В КА негерметичного исполнения приборы, узлы (нагреваемые объекты) и ЭН расположены в негерметичном отсеке в условиях космоса. Космос, как физическая среда, характеризуется малой плотностью частиц вещества. Зависимость параметров атмосферы Земли от высоты H над ее поверхностью приведены в [4].

При количестве частиц n менее 10^{10} , соответствующем давлению атмосферы менее 10^{-6} мм рт. ст., передача тепла конвекцией ничтожна. Целевые орбиты отечественных КА расположены на высотах более 200 км от поверхности Земли. В связи с этим рассматривается теплообмен двумя способами:

- кондуктивным, между поверхностью ЭН и твердой поверхностью НО;
- излучением, с поверхности ЭН.

Модель штатного положения ЭН представлена на рис. 8.

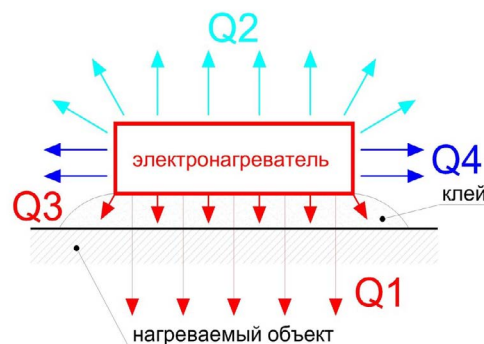


Рис. 8. Модель штатного положения ЭН

Полный тепловой поток A , передаваемый ЭН к нагреваемому объекту, составит:

$$A = Q_0 - Q_2 - Q_4 \quad (2)$$

или

$$A = Q_1 + Q_3 - Q_2 - Q_4, \quad (3)$$

где Q_0 — полный тепловой поток, выделяемый ЭН, Вт; Q_1 — тепловой поток, передаваемый кондуктивным способом, Вт; Q_2 — тепловой поток, передаваемый излучением в верхнюю полусферу, Вт; Q_3 — тепловой поток, передаваемый излучением в нижнюю полусферу, Вт; Q_4 — тепловой поток, передаваемый излучением вдоль поверхности НО, Вт.

Передача тепловой энергии ЭН излучением в соответствии с рис. 8 имеет три направления относительно поверхности ЭН: в нижнюю полусферу, в верхнюю полусферу, вдоль поверхности.

Передача тепловой энергии ЭН излучением в нижнюю полусферу нагревает объект (повышает КПД ЭН). Передача тепловой энергии ЭН излучением в верхнюю полусферу не нагревает объект (снижает КПД ЭН) и является нежелательной. Передачей тепловой энергии ЭН вдоль поверхности ЭН можно пренебречь исходя из малой толщины ЭН [8] и согласно закону Ламберта:

$$Q_4 \sim 0, \text{ Вт.} \quad (4)$$

Для определения полного теплового потока Q_0 , выделяемого при работе ЭН, можно использовать Закон Джоуля-Ленца [4].

Традиционно, при расчетах ЭН КА, в качестве задаваемых параметров используются параметры, контролируемые при электрических испытаниях ЭН как автономных, так и в составе узлов КА. Поэтому более удобной является формула:

$$Q_0 = U^2/R, \quad (5)$$

где Q_0 — полный тепловой поток, Вт; I — сила тока, А; R — сопротивление, Ом.

Тепловой поток ЭН Q_1 , передаваемый НО кондуктивным способом в соответствии с моделью штатного положения ЭН, представленной на рис. 2, формулой (3) и допущением (4), определяется следующим образом:

$$Q_1 = Q_0 - Q_2 - Q_3. \quad (6)$$

Тепловой поток излучения плоского ЭН, в соответствии с рис. 4, представляет собой сумму из-

лучений в верхнюю и нижнюю полусферы. Таким образом, тепловой поток излучения составит:

$$Q_{изл} = Q_2 + Q_3 \quad (7)$$

или

$$Q_2 = Q_3 = Q_{изл} / 2. \quad (8)$$

Плотность теплового потока излучения во всем диапазоне длин волн и по всем направлениям рассчитывается по формуле Стефана – Больцмана [4].

Степень черноты полного нормального излучения ϵ конструкционных материалов ЭН представлена в [4]. Степень черноты для стеклоткани с олигомерным связующим [8] установлена экспериментально и составляет 0,85.

Исходя из модели штатного положения ЭН в составе КА в условиях открытого космоса (рис. 8) следует, что если в конструкцию ЭН в качестве покрывного слоя ввести дополнительный слой отражающего материала, то можно увеличить КПД.

Дополнительный слой должен отражать инфракрасное излучение ЭН, направленное в верхнюю полусферу, в направлении нижней полусферы, т. е. иметь малый коэффициент черноты. В качестве материала дополнительного слоя можно использовать алюминиевую фольгу и/или композиционную полимерную пленку со слоями из термоактивного и/или термопластичного полимеров с отражающим инфракрасное излучение слоем.

В табл. 2 приведены результаты расчетов полного теплового потока Q_0 и тепловых потоков ЭН 1 с экраном, передаваемых: на нагрев КА $Q_{нагр}$, кондуктивностью Q_1 , излучением $Q_{изл}$, излучением в полусферу $Q_{изл}/2$ в зависимости от температуры нагрева резистивного слоя с учетом излучения в направлении верхней полусферы, имеющего площадь нагрева $17,5 \text{ см}^2$. $U_{ном}$ составляет 100 В, сопротивление резистивного слоя – 511 Ом, мощность – 19,57 Вт.

Таблица 2

Результаты расчетов теплового потока

Индекс ДСЕ	$T, ^\circ\text{C}$	$Q_0, \text{Вт}$	$Q_1, \text{Вт}$	$Q_{изл}, \text{Вт}$	$Q_{изл}/2, \text{Вт}$	$Q_{нагр}, \text{Вт}$	$Q_{нагр}, \text{Вт}$	КПД, %	Увеличение КПД, %
ЭН 1	-75	19,57	19,44	0,13	0,06	0,06	19,57	99,98	0,32
ЭН 1	-50	19,57	19,36	0,21	0,10	0,10	19,56	99,97	0,51
ЭН 1	-25	19,57	19,25	0,32	0,16	0,15	19,56	99,96	0,78
ЭН 1	0	19,57	19,10	0,47	0,23	0,22	19,56	99,94	1,14
ЭН 1	25	19,57	18,90	0,67	0,33	0,32	19,55	99,91	1,62
ЭН 1	50	19,57	18,65	0,92	0,46	0,44	19,55	99,88	2,23
ЭН 1	75	19,57	18,33	1,24	0,62	0,59	19,54	99,84	3,01
ЭН 1	100	19,57	17,93	1,64	0,82	0,78	19,53	99,79	3,97
ЭН 1	125	19,57	17,45	2,12	1,06	1,01	19,52	99,73	5,15
ЭН 1	150	19,57	16,86	2,70	1,35	1,28	19,50	99,65	6,57
ЭН 1	175	19,57	16,17	3,40	1,70	1,62	19,48	99,57	8,26

На рис. 9 представлено изменение тепловых потоков ЭН в зависимости от температуры нагрева резистивного слоя с учетом экранирования в верхнюю полусферу.

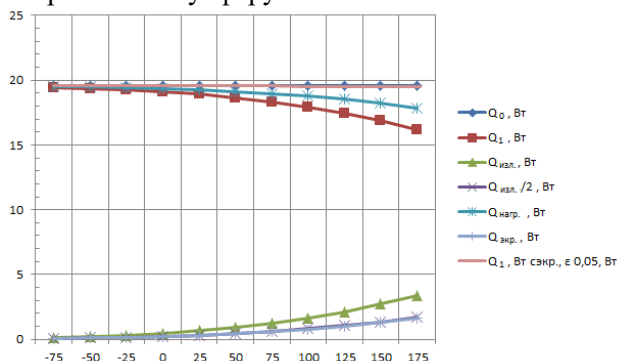


Рис. 9. Изменение тепловых потоков ЭН от температуры нагрева резистивного слоя

Таким образом, введение экрана в условиях вакуума позволяет увеличить КПД для эксплуатационных температур нагрева ЭН на 4–5 %.

На рис. 10 представлен внешний вид ЭН, частично закрытого фольгой. На рис. 11 пред-

ставлена термограмма ЭН, показывающая эффект экранирования в направлении верхней полусферы в инфракрасном диапазоне измерений длин волн 7,5–13 мкм.



Рис. 10. Внешний вид ЭН

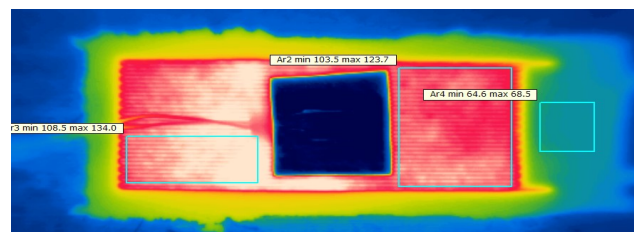


Рис. 11. Термограмма ЭН с ограничением излучения в верхнюю полусферу

Заключение

Проведенные работы подтвердили правильность путей увеличения эффективности исполнительных устройств СТР – ЭН, позволили разработать ЭН нового поколения, наметили направления дальнейшего совершенствования СТР. Способы изготовления ЭН с использованием метода фотолитографии и травления резистивного слоя [3; 8] и применение в качестве конструкционных и технологических материалов, производимых отече-

ственной промышленностью, позволяют реализовывать различные конструкции ЭН, существенно повышают эффективность ЭН и обеспечивают заданные ТХ при работе в условиях вакуума и температур, соответствующих штатному применению в составе КА негерметичного исполнения [7].

Электронагреватели нового поколения имеют существенный потенциал для модернизации в целях увеличения эффективности в составе СТР существующих и перспективных КА с увеличенными САС.

Список литературы

- [1] Луконин Н. В., Шестаков И. Я. Способ изготовления гибко-плоских электронагревателей космических летательных аппаратов // Решетневские чтения : материалы XIX Междунар. науч.-практ. конф. Красноярск. 2015.
- [2] Луконин Н. В., Шестаков И. Я., Головенкин Е. Н., Михнев М. М., Морозов П. С. Разработка электронагревателей повышенной эффективности космических аппаратов негерметичного исполнения // Научные технологии. № 12. 2017. С. 38–47.
- [3] Луконин Н. В., Полякова Г. В., Шушерина Г. П., Снытко Д. В. Способ изготовления гибко-плоского электронагревателя. Пат. № 2602799, Российская Федерация, 2016, бюл. № 32.
- [4] Фаворский О. Н., Каданер Я. С. Вопросы теплообмена в космосе. М. : Высшая школа, 1967. 240 с.
- [5] Альтгаузен А. П., Гутман М. Б., Малышев С. А. Низкотемпературный электронагрев. М. : Энергия, 1978. 207 с.
- [6] Луконин Н. В., Дмитриев Г. В., Морозов П. С., Шестаков И. Я. Способ изготовления электронагревателей повышенной эффективности космических аппаратов негерметичного конструктивного исполнения // Решетневские чтения : материалы XXI Междунар. науч.-практ. конф. Красноярск. 2017.
- [7] Lukonin N. V., Shestakov I. Ya., Golovenkin E. N., Mikhnev M. M., Maksimov I. A., Pankina S. N. Development of electric heaters with increased efficiency of unpressurized designed space vehicles // MIST Aerospace 2018. IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering, 2018, vol. 450, 022007. doi:10.1088/1757-899X/450/2/022007
- [8] Луконин Н. В., Шестаков И. Я., Шевердов В. Ф., Морозов П. С., Лавриненко А. И., Способ изготовления гибко-плоского электронагревателя : заявка 2018140353, Российская Федерация ; заявл. 25.11.2018; опублик. 29.08.2019.
- [9] Луконин Н. В., Толмачев С. А., Сунцов С. Б., Морозов Е. А., Рунова Г. Н., Черноков Д. О., Гнигитиев В. П. Способ поверхностного монтажа электрорадиоизделий радиоэлектронной аппаратуры. Пат. № 2698306, Российская Федерация, 2019, бюл. № 24.
- [10] Федотов А. Я., Поль Г. Фотолитография и оптика. М. : Советское радио, 1974. 392 с.
- [11] Лыков А. В. Теория теплопроводности. М. : Высшая школа, 1967. 599 с.

INCREASE OF EFFICIENCY OF ACTUATORS OF SPACECRAFT THERMAL CONTROL SYSTEM IN OUTER SPACE

**N. V. Lukonin¹, E. N. Golovenkin¹,
G. V. Dmitriev¹, I. Ya. Shestakov²**

¹ JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems,
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

² Reshetnev Siberian State University of Science and Technology,
Krasnoyarsk, Russian Federation

The article deals with the methods of transfer of thermal energy of electric heaters to the nodes and devices of non-pressurized spacecraft, which are part of the spacecraft in the target

orbits in the conditions of regular use. The basic technical characteristics of perspective electric heaters for operating conditions are developed, the model of regular position of electric heaters allowing to define ways of increase of efficiency and efficiency of electric heaters is developed. The main results of the development of flexible film electric heaters various design using materials produced by the domestic industry and manufactured using a new method based on the method of photolithography and etching the resistive layer, allowing to implement new functionality and improve efficiency of electric heaters, the experiments confirming the calculations in conditions simulating operational influences on electric heaters. The using of flexible film electric heaters increased efficiency in the existing and future spacecraft can improve the efficiency of the thermal control system as a whole, improves manufacturability.

Keywords: electric heater, spacecraft, thermal control system, efficiency, photolithography.

References

- [1] Lukonin N. V., Shestakov I. Ya. *Sposob izgotovleniya gibko-ploskih elektronagrevatelej kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Method for the manufacture of flexible-flat electric heaters for spacecraft] // Reshetnev readings: materials of the XIX International scientific-practical conference. Krasnoyarsk, 2015. (In Russian)
- [2] Lukonin N. V., Shestakov I. Ya., Golovenkin E. N., Mikhnev M. M., Morozov P. S. *Razrabotka elektronagrevatelej povyshennoj effektivnosti kosmicheskikh apparatov negermetichnogo ispolneniya* [Development of electric heaters of increased efficiency of unpressurized spacecraft] // Naukoemkie tekhnologii, no. 12, 2017, pp. 38–47. (In Russian)
- [3] Lukonin N. V., Polyakova G. V., Shusherina G. P., Snytko D. V. *Sposob izgotovleniya gibko-ploskogo elektronagrevatelya* [A method of manufacturing a flexible-flat electric heater]. Patent RU 2602799, 2016, bulletin no. 32. (In Russian)
- [4] Favorsky O. N., Kadaner Ya. S. *Voprosy teploobmena v kosmose* [Issues of heat transfer in space]. Moscow, Higher School, 1967, 240 p. (In Russian)
- [5] Altgauzen A. P., Gutman M. B., Malyshev S. A. *Nizkotemperaturnyj elektronagrev* [Low-temperature electric heating]. Moscow, Energy, 1978, 207 p. (In Russian)
- [6] Lukonin N. V., Dmitriev G. V., Morozov P. S., Shestakov I. Ya. *Sposob izgotovleniya elektronagrevatelej povyshennoj effektivnosti kosmicheskikh apparatov negermetichnogo konstruktivnogo ispolneniya* [Method for the manufacture of electric heaters of increased efficiency for unpressurized spacecraft] // Reshetnev readings: materials of the XXI International scientific-practical conference. Krasnoyarsk, 2017. (In Russian)
- [7] Lukonin N. V., Shestakov I. Ya., Golovenkin E. N., Mikhnev M. M., Maksimov I. A., Pankina S. N. Development of electric heaters with increased efficiency of unpressurized designed space vehicles // MIST Aerospace 2018. IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering, 2018, vol. 450, 022007. doi:10.1088/1757-899X/450/2/022007
- [8] Lukonin N. V., Shestakov I. Ya., Sheverdov V. F., Morozov P. S., Lavrinenko A. I. *Sposob izgotovleniya gibko-ploskogo elektronagrevatelya* [Method for manufacturing a flexible-flat electric heater]. Application RU 2018140353, 2018. (In Russian)
- [9] Lukonin N. V., Tolmachev S. A., Suntsov B. B., Morozov E. A., Runova G. N., Chernokov D. O., Gnitiev V. P. *Sposob poverhnostnogo montazha elektroradioizdelij radioelektronnoj apparatury* [Method for surface mounting of electronic equipment of electronic equipment]. Patent RU 2698306, 2019, bulletin no. 24. (In Russian)
- [10] Fedotov A. Ya., Paul G. *Fotolitografiya i optika* [Photolithography and optics]. Moscow, Soviet Radio, 1974, 392 p. (In Russian)
- [11] Lykov A. V. *Teoriya teploprovodnosti* [Theory of thermal conductivity]. Moscow, Higher School, 1967, 599 p. (In Russian)

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИИ ОБЕСПЕЧЕНИЯ МИНИМАЛЬНОГО ТЕПЛОВОГО СОПРОТИВЛЕНИЯ МЕЖДУ СОПРЯЖЕННЫМИ ПОВЕРХНОСТЯМИ ПРИ ИМИТАЦИИ УСЛОВИЙ КОСМИЧЕСКОГО ПРОСТРАНСТВА

Е. А. Старостин, А. П. Лебедев,
М. С. Московских, Е. П. Маслов ✉

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

Переход к негерметичной конструкции приборного отсека космического аппарата неизбежно приводит к дополнительным тепловым нагрузкам на элементы бортовой радиоэлектронной аппаратуры за счет изменения схемы теплообмена. Тепловой режим работы бортовой радиоэлектронной аппаратуры космического аппарата – один из важных факторов обеспечения длительного срока активного существования космического аппарата. Обеспечение длительного срока активного существования космических аппаратов является важнейшей научной, инженерной и экономической задачей, решение которой требует глубокого системного подхода на всех этапах создания и эксплуатации бортовой радиоэлектронной аппаратуры космического аппарата. Стратегической задачей для обеспечения длительного срока активного существования космического аппарата является реализация на всех этапах жизненного цикла бортовой радиоэлектронной аппаратуры предельно достижимых показателей надежности за счет использования современных конструкторско-технологических решений, а также эффективных методов ее проектирования и производства. В статье приведены результаты экспериментальных работ по снижению сопротивления теплопередачи между приборами бортовой радиоэлектронной аппаратуры и системой терморегулирования космического аппарата. В результате работы получены основные данные по улучшению эффективности теплоотвода энергопреобразующей аппаратуры космического аппарата и подтверждена эффективность мер по обеспечению теплоотвода бортовой радиоэлектронной аппаратуры космического аппарата.

Ключевые слова: система электропитания, система терморегулирования, космический аппарат, энергопреобразующая аппаратура, радиоэлектронная аппаратура, гипертеплопроводящая секция.

Введение

Изготовление современного конкурентоспособного космического аппарата с длительным сроком активного существования, отвечающего требованиям заказчика, подразумевает использование бортовой аппаратуры с минимальными массогабаритными характеристиками, большой функциональностью и высокой надежностью. Выполнение первых двух требований в большой степени обеспечивается системо- и схмотехническими реше-

ниями, использованием современной элементной базы и конструкцией приборов. Повышение надежности аппаратуры подразумевает под собой ряд решений: применение высоконадежной элементной базы и качественных материалов, использование передовых технологий, полноценный контроль качества изготавливаемой бортовой аппаратуры и поддержание оптимальных тепловых режимов радиоэлектронной аппаратуры (РЭА) как в процессе ее изготовления, так и в условиях космического пространства [1; 4; 5].

Под тепловым режимом РЭА понимают пространственно-временное распределение температуры в ней. Тепловой режим зависит от количества рассеиваемой мощности в блоке и счи-

✉ e-p-maslov@iss-reshetnev.ru

© Старостин Е. А., Лебедев А. П.,
Московских М. С., Маслов Е. П., 2019

тается нормальным, если температуры всех элементов конструкций блока в заданных условиях эксплуатации не превышает предельно-допустимых норм [2; 6].

Известно, что большая часть всей потребляемой мощности энергопреобразующей аппаратурой (ЭПА) рассеивается в виде тепла, что может создать опасные перегревы как термочувствительных, так и теплонагруженных элементов (бескорпусных транзисторов, диодных матриц, ферритовых сердечников и т. п.).

Передача тепловой энергии, рассеиваемой в блоке, осуществляется известными тремя способами: конвекцией, излучением и теплопроводностью. Причем для аппаратуры, работающей в условиях космического пространства (в условиях вакуума), основными видами передачи тепла являются теплопроводность и излучение. Теплопередача осуществляется от нагруженных элементов к основаниям блоков (рамкам, печатным платам), от них тепло передается корпусу и далее в окружающее пространство [3–5].

В настоящей статье приведены результаты исследовательской работы по созданию методики обеспечения минимального теплового сопротивления между элементами (узлами) комплекса энергопреобразующего (КЭП) и термостабилизированным основанием (сотопанелью) системы терморегулирования космического аппарата (КА) в условиях космического пространства.

Описание исследования

Учитывая неоднородность тепловыделения прибора РЭА (рис. 1), важной задачей является создание равномерного теплоотвода от основания прибора к термостабилизированной плите.

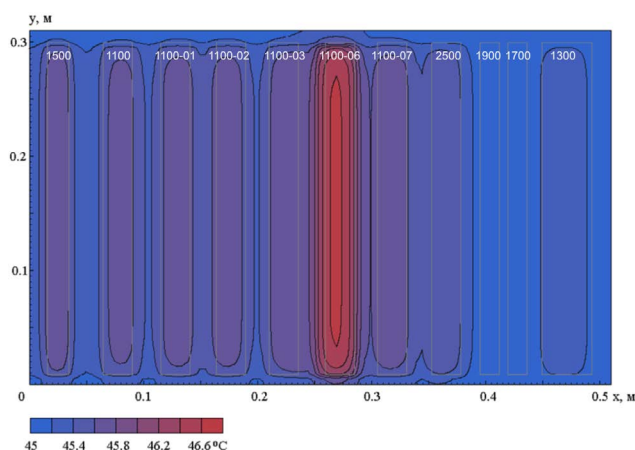


Рис. 1. Распределение температуры по основанию модуля шунтового стабилизатора КЭП, °C ($T_c = +45$ °C)

В общем случае модель теплопередачи описывается следующим двухмерным стационарным

уравнением теплопроводности, учитывающим сток тепла:

$$-\lambda d \left(\frac{\partial^2 T(x, y)}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T(x, y)}{\partial y^2} \right) + \alpha_c (T(x, y) - T_c(x, y)) = q(x, y), \quad (1)$$

где $T(x, y)$ – распределение температуры поверхности основания прибора, °C; λ – теплопроводность материала основания, Вт/(м·K); d – толщина материала основания, м; $q(x, y)$ – распределение плотности теплового потока на поверхность блока без учета потока к области отвода тепла, Вт/м²; $T_c(x, y)$ – распределение температуры стока тепла, °C; α_c – коэффициент теплопередачи между теплоотводящей поверхностью и поверхностью основания прибора, Вт/(м²·K).

В общем случае, если толщина d и теплопроводность λ зависят от координаты, они должны быть записаны в левой части уравнения под производными по координатам (для краткости уравнение записано с помощью символа дивергенции div и градиента ∇):

$$\text{div}(-\lambda(x, y) \cdot d(x, y) \cdot \nabla T(x, y)) + \alpha_c \cdot (T(x, y) - T_c(x, y)) = q(x, y). \quad (2)$$

В качестве граничных условий используются условия второго рода. Это дает возможность учитывать потоки тепла на границах блока (перетекания тепла по корпусу прибора). На левой и правой границах условие имеет вид:

$$\lambda d \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x=0} = q_L(y), \quad \lambda d \frac{\partial T}{\partial x} \Big|_{x=L_x} = q_R(y), \quad (3)$$

на верхней и нижней границах:

$$\lambda d \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_{y=0} = q_B(x), \quad \lambda d \frac{\partial T}{\partial y} \Big|_{y=L_y} = q_T(x), \quad (4)$$

где q – плотность потоков тепла на единицу длины соответствующей границы, Вт/м.

Вместо (1) иногда целесообразно использовать более общий вид уравнения:

$$\text{div}(-\lambda(x, y) \cdot d(x, y) \cdot \nabla T(x, y)) + g(x, y) \cdot T(x, y) = f(x, y), \quad (5)$$

где коэффициенты равны:

$$f(x, y) = q(x, y) + \alpha_c T_c(x, y), \quad g(x, y) = \alpha_c.$$

Проведенные расчеты показывают, при идеальном состоянии перепад температуры должен быть не более 5 °C, но практические данные не подтверждают этого. Основная причина – неравномерное пятно теплового контакта между основанием прибора и термостабилизированной плитой.

Соответственно, большое влияние оказывает равномерность теплового контакта прибора с теплоотводящей поверхностью.

Обеспечение оптимального теплового режима электрорадиоизделий (ЭРИ) является одним из определяющих факторов при проектировании бортовой РЭА КА негерметичного исполнения. Исходя из максимально допустимой по техническим условиям температуры ЭРИ (для обеспечения ресурса 150000 часов температура ЭРИ должна быть не более 50 °С) и максимальной температуры посадочной поверхности прибора (40 °С), градиент температуры в приборе не должен превышать 10 °С.

Блок или прибор РЭА устанавливается на теплоотводящее основание, в качестве которого может выступать охлаждающая панель (при испытаниях) или сотовая панель с охлаждающими магистралями. Тепловой контакт приводит к некоторому перепаду температуры, который отражается на температурах всего прибора и требует контроля в ходе испытаний.

Отвод тепла от энергонагруженных элементов осуществляется через поверхность конденсации гипертеплопроводящей секции, металлическую рамку к основанию узла, а затем через основание узла на термостабилизированную поверхность КА, либо, при испытаниях, – на термостабилизированную плиту термовакуумной установки. Уменьшение теплового сопротивления от ЭРИ до посадочной поверхности прибора достигается за счет применения теплопроводной прокладки, нанесенной на основание узлов КЭП. В качестве теплопроводящей прокладки в данной работе выступала паста кремнеорганическая 131-179 и материалы: лента «Спутник», Gap Pad VO Ultra Soft AC.

Достоинствами пасты являются следующие свойства:

- теплопроводность – не менее 1,8 Вт/(м·°С);
- параметры газовыделения пасты удовлетворяют требованиям к материалам для использования в КА (РВП = 0,07 %, ПМ = 0,32 %; ПМР = 0,25 %, ЛКВ = 0,07).
- позволяет производить демонтаж приборов.

В процессе работы были отработаны различные способы установки узлов КЭП на термостабилизированную плиту и проведены измерения перепадов температур в установке имитации космического пространства в условиях вакуума:

1. Толщина наносимого слоя теплопроводящей пасты – от 0,2 до 0,4 мм. Отработка данного способа установки прибора на термостабилизированную плиту не дала положительных результатов. При оценке выполненных работ получили значительную площадь отсутствия контакта термопасты с поверхностью КЭП, что не обеспечивает равномерную теплопередачу по всему основанию в условиях вакуума. Перепад температуры от теплона-

груженного элемента прибора до теплоотводящей поверхности (сотопанели) составил более 16 °С, что может привести к выходу из строя термочувствительные элементы РЭА.

Внешний вид установки на пасту показан на рис. 2.



Рис. 2. Внешний вид установки на пасту с толщиной наносимого слоя от 0,2 до 0,4 мм

2. Установка узлов КЭП на теплопроводящую пасту с использованием ленты «Спутник». При отработке данного способа были выявлены недостатки: высокая трудоемкость разметки узлов, подготовки, нарезки, приклеивания ленты «Спутник»; при удалении направляющих из ленты остаются непокрытые пастой участки, на которых остаются частицы липкого слоя ленты; после снятия прибора с плиты наблюдается отсутствие пасты в местах приклеивания ленты.

Результаты установки узла КЭП на теплопроводящую пасту с использованием ленты «Спутник» показаны на рис. 3 и 4.



Рис. 3. Внешний вид нанесения теплопроводящей пасты с использованием ленты «Спутник»



Рис. 4. Внешний вид демонтированного узла с термостабилизированной плиты

3. Установка узла на плиту для термовакуумных испытаний с использованием материала Gap Pad VO Ultra Soft AC (основа – силиконовый каучук на стекловолоконной основе). Из-за липкости материала Gap Pad и большой площади контактирования раскрепление узла с плиты сильно затруднено. Без специальных приспособлений узел с плиты раскрепить невозможно. После снятия узла с плиты липкий слой материала Gap Pad отклеивается от основания узла и остается на плите. При отрыве наблюдается незначительное растяжение материала, что не позволяет использовать его повторно. На поверхности материала Gap Pad имеются следы прижатия от контакта основания и плиты. Отмечена недостаточная степень прижатия в местах, удаленных от мест крепления. Перепад температуры от теплонагруженного элемента прибора до теплоотводящей поверхности (сотопанели) составил более 26°C , что недопустимо для эксплуатации ЭРИ (при температуре посадочной поверхности 40°C перегрев составит более 70°C) и может привести к выходу из строя термочувствительные элементы РЭА.

Внешний вид установки с использованием материала Gap Pad VO Ultra Soft AC показан на рис. 5.

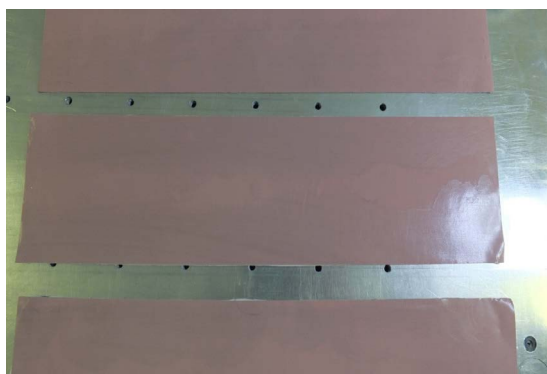


Рис. 5. Внешний вид установки с использованием материала Gap Pad VO Ultra Soft AC

4. Нанесение пасты 131-179 с уменьшенной вязкостью (показатель «пенетрации» – 160-165 у. е.) с использованием специально разработанного ребристого шпателя для обеспечения минимальной толщины слоя теплопроводящей пасты. Получены наилучшие результаты (наименьшая площадь отсутствия контакта, мелкий рисунок, идеальный контакт в местах установки силовых блоков, наименьшая трудоемкость, при установке и креплении паста заполняет неровности поверхностей). Примененный способ позволил достичь наилучшего результата по уменьшению сопротивления теплопередачи, соответственно улучшил теплоотвод по сравнению с предыдущими способами более чем в два раза. Перепад температуры от теплонагруженного элемента прибора до теплоотводящей поверхности (сотопанели) не превысил 6°C .

Внешний вид установки ребристым шпателем с использованием пасты 131-179 с уменьшенной вязкостью показан рис. 6 и 7.

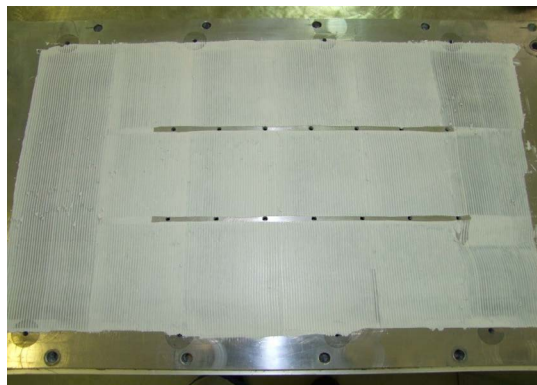


Рис. 6. Внешний вид нанесения ребристым шпателем теплопроводящей пасты 131-179 с уменьшенной вязкостью



Рис. 7. Внешний вид демонтированного узла ребристым шпателем при использовании пасты 131-179 с уменьшенной вязкостью

Заключение

Энергопреобразующая аппаратура систем электропитания КА любого назначения является важнейшей аппаратурой, обеспечивающей бортовое электропитание КА требуемого качества. Это обстоятельство требует обеспечения высокой надежности ЭПА при длительных сроках ее эксплуатации, обеспечения качества бортового электропитания как в статических, так и динамических электрических режимах эксплуатации ЭПА.

Несмотря на достижения электроники, важность поддержания оптимального теплового режима работы ЭРИ, особенно для приборов с большим тепловыделением, таких как КЭП, не уменьшается, а скорее возрастает, так как является одним из определяющих факторов, обеспечивающих надежность, габариты, качество и другие эксплуатационные и экономические характеристики.

Полученная методика позволяет добиться высокого качества обеспечения минимального теплового сопротивления между КЭП и термостабилизированной плитой КА.

Полученные положительные результаты установки приборов бортовой РЭА на термостабилизирующие поверхности – достигнут перепад температуры между энергонагруженными элемен-

тами и термостабилизированным основанием не более 6 °С – нашли практическое применение как при испытаниях аппаратуры, так и при изготовлении КА.

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] Дульнев Г. Н., Шарков А. В. Системы охлаждения приборов. Л. : ЛИТМО, 1984.
- [3] Керн Д., Краус А. Развитые поверхности теплообмена. М. : Энергия, 1977. 464 с.
- [4] Васильев Е. Н., Деревянко В. А., Косенко В. Е. Расчет теплообмена в негерметичных космических аппаратах // Теория и эксперимент в современной физике: юбилейный вып. науч. статей ; Красноярский государственный университет. Красноярск, 2000. С. 76–78.
- [5] Туманов А. В., Зеленцов В. В., Щеглов Г. А. Основы компоновки бортового оборудования космических аппаратов. М. : МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2010. 344 с.
- [6] Нестеров Д. А., Деревянко В. В., Сунцов С. Б. Программный комплекс теплового моделирования бортовой радиоэлектронной аппаратуры с плоскими тепловыми трубами // Решетневские чтения : материалы XX Междунар. науч.-практ. конф. Красноярск. 2017.
- [7] Сунцов С. Б. Узел космического аппарата. Пат. № 2052911, Российская Федерация, 1992.
- [8] Сунцов С. Б., Косенко В. Е., Деревянко В. А. Модуль радиоэлектронной аппаратуры с гипертеплопроводящим основанием. Пат. № 2403692, Российская Федерация, 2010, бюл. № 31.
- [9] Пономарев С. В., Карабан В. М., Сунцов С. Б., Алексеев В. П. Способ стабилизации температуры элементов микросхем и микросборок : заявка 2010148836, Российская Федерация ; заявл. 30.11.2010; опубл. 20.06.2012.
- [10] Пономарев С. В., Карабан В. М., Сунцов С. Б., Алексеев В. П. Способ стабилизации температуры электро-радиоэлементов : заявка 2010148837, Российская Федерация ; заявл. 30.11.2010; опубл. 20.06.2012.

DEVELOPMENT OF TECHNOLOGY TO ENSURE MINIMAL THERMAL RESISTANCE BETWEEN MATING SURFACES WHILE SIMULATING OUTER SPACE CONDITIONS

E. A. Starostin, A. P. Lebedev, M. S. Moskovskih, E. P. Maslov

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

The transition to the leaky design of the instrument compartment of the spacecraft inevitably leads to additional thermal loads on the components of the onboard electronic equipment due to a change in the heat transfer scheme. The thermal mode of operation of the onboard radio-electronic equipment of the spacecraft is one of the important factors for ensuring the long term active existence of the spacecraft. Ensuring the long term of active existence of spacecraft is the most important scientific, engineering and economic task, the solution of which requires a deep systematic approach at all stages of the creation and operation of onboard electronic equipment of the spacecraft. The strategic objective for ensuring the long term of the spacecraft's active existence is the implementation at all stages of the life cycle of onboard radio-electronic equipment of the highest achievable reliability indicators through the using of modern design and technological solutions, as well as effective methods for its design and production. This article presents the results of experimental work to reduce heat transfer resistance between onboard electronic equipment and the spacecraft's thermal control system. As a result of the work, the main data were obtained on improving the heat sink efficiency of the energy-converting equipment of the spacecraft, the effectiveness of measures to ensure heat removal of the onboard radio-electronic equipment of the spacecraft was confirmed.

Keywords: onboard power system, thermal control system, spacecraft, Power Conditioning Unit, radio electronic equipment, hyperheat-conducting section.

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] Dulnev G. N., Sharkov A. V. *Sistemy ohlazhdeniya priborov* [Instrument cooling systems]. Leningrad, LITMO, 1984. (In Russian)
- [3] Kern D., Kraus A. *Razvitye poverhnosti teploobmena* [Developed heat transfer surfaces]. Moscow, Energy, 1977, 446 p. (In Russian)
- [4] Vasiliev E. N., Derevyanko V. A., Kosenko V. E. *Raschet teploobmena v negermetichnykh kosmicheskikh apparatakh* [Calculation of heat transfer in unpressurized spacecraft] // *Teoriya i eksperiment v sovremennoy fizike: yubilejnyy vyp. nauch. statej* [Theory and Experiment in Modern Physics: anniversary issue of scientific articles]. Krasnoyarsk, Krasnoyarsk State University, 2000, pp. 76–78. (In Russian)
- [5] Tumanov A. V., Zelentsov V. V., Scheglov G. A. *Osnovy komponovki bortovogo oborudovaniya kosmicheskikh apparatov* [Fundamentals of the layout of spacecraft onboard equipment]. Moscow, BMSTU, 2010, 344 p. (In Russian)
- [6] Nesterov D. A., Derevyanko V. V., Suntsov B. B. *Programmnyy kompleks teplovogo modelirovaniya bortovoj radioelektronnoj apparatury s ploskimi teplovymi trubami* [Software package for thermal modeling of on-board electronic equipment with flat heat pipes] // *Reshetnevskie chteniya : materialy XIX Mezhdunar. nauch.-prakt. konf.* [Reshetnev readings: materials of the XX International scientific-practical conference]. Krasnoyarsk, 2017. (In Russian)
- [7] Suntsov S. B. *Uzel kosmicheskogo apparata* [Node of a spacecraft]. Patent RU 2052911, 1992. (In Russian)
- [8] Suntsov B. B., Kosenko V. E., Derevyanko V. A. *Modul' radioelektronnoj apparatury s giperteploprovodyashchim osnovaniem* [Module of electronic equipment with a hyperthermal base]. Patent RU 2403692, 2010, bulletin no. 31. (In Russian)
- [9] Ponomarev S. V., Karaban V. M., Suntsov B. B., Alekseev V. P. *Sposob stabilizacii temperatury elementov mikroshem i mikroborok* [Method for stabilizing the temperature of elements of microcircuits and microassemblies]. Application RU 2010148836, 2012. (In Russian)
- [10] Ponomarev S. V., Karaban V. M., Suntsov B. B., Alekseev V. P. *Sposob stabilizacii temperatury elektroradioelementov* [Method for stabilizing the temperature of radio-electronic elements]. Application RU 2010148837, 2012. (In Russian)

МОДЕЛИРОВАНИЕ КОНТАКТНОГО ВЗАИМОДЕЙСТВИЯ ЭЛЕМЕНТОВ ПЬЕЗОЭЛЕКТРИЧЕСКОГО ДВИГАТЕЛЯ

А. В. Азин¹ ✉, С. А. Кузнецов², С. А. Пономарев¹,
С. В. Пономарев¹, С. В. Рикконен¹

¹ Национальный исследовательский Томский государственный университет,
г. Томск, Российская Федерация

² АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва»,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

В статье представлены результаты разработки шагового пьезоэлектрического двигателя нового типа. Оригинальность конструкции шагового пьезоэлектрического двигателя состоит в конструкционном рычажном элементе – «захвате», который позволяет организовать как прямой, так и обратный ход штока при работе одного пьезоэлемента. Для выбора эффективного режима работы шагового пьезоэлектрического двигателя разработана математическая модель. Данная математическая модель описывает функционирование пьезоэлектрического двигателя с учетом особенностей контактного и электроупругого деформирования. С использованием пакета прикладных программ ANSYS разработана конечно-элементная модель пьезоэлектрического двигателя типа «Захват». Данная конечно-элементная модель позволяет оценить напряженно-деформированное состояние элементов конструкции пьезоэлектрического двигателя при их контактном взаимодействии и определить эффективный пошаговый режим работы пьезоэлектрического двигателя. С использованием разработанной конечно-элементной модели исследовано влияние параметров режима работы пьезоэлектрического двигателя на величину перемещения штока. По результатам проведенных экспериментальных исследований определено, что предложенная численная модель позволяет смоделировать динамический процесс пошагового режима работы пьезоэлектрического двигателя с погрешностью не более 6 %. Данная конечно-элементная модель учитывает характер внешней нагрузки на пьезоэлектрический двигатель и может использоваться для проектирования шаговых пьезоэлектрических двигателей различной сферы применения.

Ключевые слова: пьезоэлектрический двигатель, шаговый двигатель, пилообразный сигнал управления, математическая модель, пьезопакет.

Введение

Высокие радиотехнические характеристики параболических антенн обусловили их широкое применение в конструкциях космических аппаратов (КА). Для систем мобильной связи, средств метеорологического мониторинга и наблюдения за наземными и космическими объектами требуются спутниковые антенны с большим коэффициентом усиления, обеспе-

чивающие прием и передачу высокочастотного широкополосного сигнала и имеющие высокое угловое разрешение. Эти требования могут быть реализованы только при больших размерах апертуры и высокой точности отражающей поверхности (ОП) параболической антенны [1–3]. Увеличение размеров рефлектора при ограниченном объеме головного обтекателя ракеты влечет усложнение конструкций трансформируемых рефлекторов космических аппаратов, что приводит к увеличению веса конструкции и усложняет процесс настройки формы ОП.

Одним из перспективных способов настройки формы ОП рефлектора с высокой точностью является применение в конструкции рефлектора КА энергетически автономных натяжителей вантовых элементов. Автономный на-

✉ antonazin@mail.ru

© Азин А. В., Кузнецов С. А., Пономарев С. А.,
Пономарев С. В., Рикконен С. В., 2019

Работа выполнена при финансовой поддержке
Минобрнауки России, уникальный идентификатор
RFMEFI57817X0257

тяжатель состоит из источника питания, блока управления и прецизионного привода. Широкое применение в технике миниатюрных двигателей определяет появление ряда конкурирующих типов преобразователей энергии. Наиболее применимыми в технике являются электромагнитные двигатели и пьезодвигатели (ПД) [4; 5]. Недостатки каждого из типов преобразователей энергии подробно рассмотрены в [6].

ПД обладают рядом преимуществ перед электромагнитными двигателями, что определяет эффективность применения ПД в миниатюрных приводах и устройствах. Для реализации больших линейных перемещений разрабатывают ПД с пошаговым режимом работы. Проблема состоит в том, что в пошаговом режиме работы энергетические параметры ПД резко снижаются.

Цель исследования состояла в разработке математической модели контактного взаимодействия элементов конструкции ПД типа «Захват» для эффективного проектирования подобного типа конструкций.

Описание конструкции ПД типа «Захват» представлено в [6–8]. Особенностью ПД типа «Захват» от ПД других конструкций заключается в наличии контактной пары «захват – шток». При организации угла наклона между толкателем с захватом и штоком захват одной гранью упирается в шток и упруго деформирует его. При этом шток фиксируется захватом. Данный контакт обладает существенным значением силы трения F_{f1} , которая позволяет удерживать и преодолевать значительные силы нагрузки вплоть до разрушения корпуса ПД. Перемещение захвата относительно штока в сторону нагрузки ограничивается силой трения F_{f2} , которое много меньше F_{f1} . Эта особенность данного контакта позволяет организовать пошаговый режим движения штока вместе с нагрузкой. Вопрос моделирования пошагового режима работы ПД при контактном взаимодействии элементов конструкции ПД с учетом сил трения рассмотрен в этой статье.

1. Постановка задачи

Рассмотрим некоторый ПД Ω , представленный набором областей $\Omega_j = \Omega_{pk}$; $k = 1, 2, \dots, N_p$; $j = k$ со свойствами пьезоэлектрических материалов и набором областей $\Omega_j = \Omega_{em}$; $m = 1, 2, \dots, N_e$; $j = N_p + m$ со свойствами упругих материалов. Считаем, что физико-механические процессы, происходящие в средах Ω_{pk} и Ω_{em} можно адекватно описать в рамках теорий электроупругости и упругости. Пусть $\Gamma = \partial\Omega$ – граница области Ω ; $n = n(x)$ – вектор внешней единичной нормали к Γ ($x \in \Gamma$).

Для сред $\Omega_j = \Omega_{em}$ с чисто упругими свойствами считаем, что состояние среды определя-

ется вектор-функцией перемещений $u = u(x, t)$. Тогда уравнения движения среды имеет вид:

$$\rho u_{i,t} + \alpha_d \rho u_{i,t} - \sigma_{ij,j} = f_i, \quad (1)$$

где u_i , σ_{ij} – компоненты вектора перемещения и второго тензора напряжений Пиолы-Кирхгофа; α_d – первый коэффициент демпфирования по Релею (инерционный коэффициент); $\rho = \rho(x)$ – плотность материала; $f_i = f(x_i, t)$, при $i = 1, 2, 3$ – массовые силы.

Связь деформаций и перемещений рассматривается в виде:

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) = \frac{1}{2} (u_{i,j} + u_{j,i}), \quad (2)$$

где ε_{ij} – компоненты тензора деформаций.

Для моделирования механического поведения в напряженном состоянии используется закон Гука:

$$\sigma_{ij} = \lambda \theta \delta_{ij} + 2\mu \varepsilon_{ij}, \quad (3)$$

$$\theta = \varepsilon_{11} + \varepsilon_{22} + \varepsilon_{33} = \text{div} \vec{u},$$

где δ_{ij} – символ Кронекера; μ , λ – параметры Ламе.

Для пьезоэлектрической среды $\Omega_j = \Omega_{pk}$ считаем, что состояние среды определяется кроме вектор-функцией перемещений $u = u(x, t)$ также и скалярной функцией электрического потенциала $\varphi = \varphi(x, t)$. Связь деформаций и перемещений рассматривается, как выражение (2), связь напряженности электрического поля E и потенциала φ рассматривается в виде:

$$E_i = -\frac{\partial \varphi}{\partial x_i} = -\varphi_{,i}. \quad (4)$$

Для пьезоэлектрической среды в линейном приближении существует линейная связь между тензором деформаций ε и вектором напряженности электрического поля E с тензором напряжений σ и вектором электрической индукции D . Эти зависимости носят название определяющих соотношений и имеют следующий вид:

$$\sigma_{ij} = c_{ijkl}^E (\varepsilon_{kl} + \beta_d \cdot \varepsilon_{kl,t}) - e_{kij} E_k, \quad (5)$$

$$D_i = e_{ikl} \varepsilon_{kl} + \varepsilon_{ik}^S E_k, \quad (6)$$

где c_{ijkl}^E , e_{ikl} , ε_{ik}^S – материальные константы, характеризующие, соответственно, упругие, пьезоэлектрические и диэлектрические свойства материала тела; β_d – второй коэффициент демпфирования по Релею (конструкционный коэффициент) [9].

Для пьезоэлектрического тела уравнения движения будут иметь вид, как для упругого тела (1).

В силу того, что скорости упругих и электромагнитных волн отличаются на порядки, а

пьезоэлектрические среды являются диэлектриками, можно принять уравнение приближения квазиэлектростатики вида:

$$D_{i,j} = \sigma_{\Omega}, \quad (7)$$

где σ_{Ω} – объемная плотность электрических зарядов, причем $\sigma_{\Omega} = 0$.

Подставляя в (1) и (7) определяющие соотношения (5) и (6) и формулы (2) и (4), получаем итоговую систему дифференциальных уравнений линейной электроупругости относительно функций u и φ :

$$\rho u_{i,tt} + \alpha_d \rho u_{i,tt} - (c_{ijkl}^E (u_{k,l} + \beta_d u_{k,lt}) - e_{kij} \varphi_{,k})_{,j} = f_i, \quad (8)$$

$$(e_{ikl} u_{k,l} - \varepsilon_{ik}^S \varphi_{,k})_{,i} = \sigma_{\Omega}. \quad (9)$$

Граничные условия подразделяются на механические и электрические.

Для формулировки механических граничных условий предположим, что граница Γ разбивается на два участка Γ_u и Γ_{σ} , на которых задаются, соответственно, векторы перемещений u_{Γ} и напряжений p_{Γ} .

Тогда механические граничные условия для закрепленных граней тела:

$$u = u_{\Gamma}, \quad u_{\Gamma} = 0, \quad x \in \Gamma_u, \quad (10)$$

Так как пьезопакет предварительно нагружен, то справедливо выражение:

$$p = n^* \cdot \sigma, \quad p = p_{\Gamma}, \quad x \in \Gamma_{\sigma}, \quad (11)$$

где $p = n^* \cdot \sigma$ – трехмерный вектор напряжений на площадке с нормалью n , при этом внешние воздействия u_{Γ} и p_{Γ} зависят от пространственных переменных x и времени t [9].

Для учета поведения материалов при контактом взаимодействии элементов ПД введем дополнительные механические граничные условия. Возьмем две области с упругими свойствами Ω_{en} и $\Omega_{e(n+1)}$, причем область Ω_{en} включает область $\Omega_{e(n+1)}$, $\Omega_{en} \in \Omega_{em}$, $\Omega_{e(n+1)} \in \Omega_{em}$, $n < m$. Контактное взаимодействие элементов ПД характеризуется одновременным действием тангенциальных F_x и нормальных F_N сил.

Условие схватывания двух тел имеет вид:

$$\tau \leq \mu \sigma,$$

где τ – тангенциальное напряжение, σ – нормальное напряжение, μ – коэффициент трения.

Зона контакта разделяется на две зоны: зона схватывания (область $\Omega_{e(n+1)}$), зона проскальзывания (область Ω_{en} без $\Omega_{e(n+1)}$, $\Omega_{en} \setminus \Omega_{e(n+1)}$). Схватывание внутри зоны контакта означает, что в этой области смещения постоянны [10]:

$$u_i(x) = \text{const} \quad \text{при } x \in \Omega_{e(n+1)}. \quad (12)$$

В области проскальзывания действует закон трения Кулона:

$$\tau = \mu \sigma(x, t) \quad \text{при } x \in \Omega_{en} \setminus \Omega_{e(n+1)}. \quad (13)$$

Для задания электрических граничных условий будем считать, что существует независимое разбиение границы Γ : $\Gamma = \Gamma_{\varphi} + \Gamma_D$.

На границе Γ_{φ} нанесены электроды, которые питаются генератором напряжения с выходным потенциалом $V(t)$, то есть:

$$\varphi = \Phi_{\Gamma}, \quad \Phi_{\Gamma} = V(t), \quad x \in \Gamma_{\varphi}, \quad (14)$$

На границе пьезоэлектрического материала Γ_D , где нет электродов, задается поверхностная плотность электрических зарядов $\sigma_{\Gamma} = \sigma_{\Gamma}(x, t)$:

$$n^* \cdot D = -\sigma_{\Gamma}, \quad \sigma_{\Gamma} = 0, \quad x \in \Gamma_D, \quad (15)$$

Начальные условия: при $t = 0$ поле перемещений u_0 и скоростей v_0 предполагается заданным:

$$u(x, 0) = u_0(x), \quad (16)$$

$$u_{,t}(x, 0) = \vec{v}_0(x), \quad (17)$$

где $u_0(x)$ – начальное положение тела, $\vec{v}_0(x)$ – начальная скорость.

Таким образом, постановка задачи для системы ПД включает в себя систему дифференциальных уравнений (1)–(9), граничные условия (10)–(15) и начальные условия (16) и (17) [11].

2. Построение модели

2.1 Моделирование конструкционного узла захват-толкатель.

При моделировании конструкционного узла захват-толкатель экспериментально определялась жесткость этого узла.

Определение жесткости соединения элементов захвата и толкателя в конструкции пьезоэлектрического привода типа «Захват» проводилось с помощью настольной системы для микроиспытаний INSTRON MicroTester 5948 (USA).

При испытаниях пьезоэлектрический привод типа «Захват» фиксировался на предметном столике настольной системы в вертикальном и горизонтальном положении, и к захвату подводился индентор. Индентор перемещался со скоростью 0,5 мм/мин, и при этом фиксировался уровень нагрузки и величина перемещения. Ограничение по нагрузке составляло 10 Н.

На рис. 1 приведены результаты экспериментальных исследований по определению жесткости соединения элементов захвата и толкателя. Таким образом, при вертикальном расположении ПД прогиб соединения захвата и толкателя под действием вертикальной нагрузки составляет 0,025 мм, а при горизонтальном расположении ПД прогиб составляет 0,05 мм.

Конструкционный узел захват-толкатель моделировался в виде стержня. Жесткость стержня должна соответствовать полученным экспериментальным данным. Для определения геометри-

ческих размеров стержня использовалось соотношение по определению прогиба стержня из [12]:

$$y(l) = -(F \cdot l^3) / (3 \cdot E \cdot J_x) \cdot (1 + \lambda),$$

где $y(l)$ – наибольший прогиб стержня, м; l – длина стержня, м; F – изгибающая сила, Н; E – модуль Юнга материала стержня, Па; $J_x = b \cdot h^3 / 12$ – момент инерции сечения стержня; b – толщина сечения стержня, м; h – высота сечения стержня, м; $\lambda = k(1 + \nu)h^2 / 2l^2$ – коэффициент приращения прогиба при учете деформации сдвига; k – безразмерный коэффициент сдвига, зависящий от формы поперечного сечения; ν – коэффициент Пуассона материала стержня.

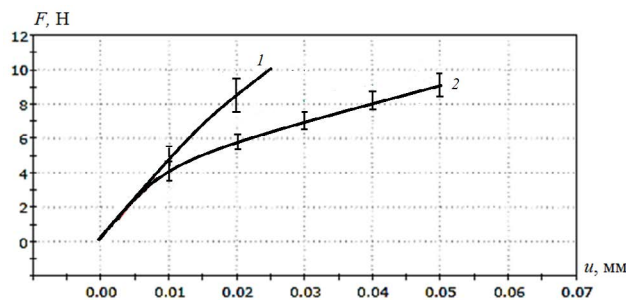


Рис. 1. График зависимости величины прогиба захвата от величины нагрузки:
1 – вертикальное расположение ПД;
2 – горизонтальное расположение ПД

По результатам расчета подобраны оптимальные геометрические размеры стержня, которые будут использоваться в моделировании: $h = 0,0015$ м, $b = 0,003$ м, $l = 0,0137$ м.

2.2 Моделирование контактного взаимодействия захват-шток.

Работоспособность ПД зависит от надежности контактной пары захват-шток. Моделирование напряженно-деформированного состояния элементов ПД при заданных рабочих нагрузках проводилось с использованием программы конечно-элементного моделирования ANSYS.

На рис. 2 представлена расчетная геометрическая модель контактной пары захват-шток, которая рассматривается в двумерной постановке. Поскольку в конструкции ПД предусмотрено, что шток проходит в отверстие захвата, ограничен этим отверстием и не имеет возможности смещаться в сторону, то достаточно рассмотреть эту задачу в двумерной постановке. Геометрическая модель состоит из пяти элементов: захват (1), шток (2), корпус (3), вант рефлектора (4) и пьезопакет АПМ 2-22 (5) [13]. В задаче учитывается корпус, потому что необходимо учесть силу трения штока о корпус. Захват к поверхности штока располагается под углом α . Взаимодействие вант с другими элементами конструкции рефлектора моделируется упругой связью с жесткостью

$k = 800$ Н/м. Жесткость упругой связи определена в соответствии с методикой, представленной в [14].

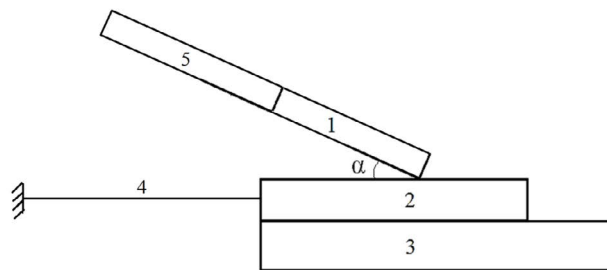


Рис. 2. Расчетная геометрическая модель

На основе геометрической модели строилась конечно-элементная модель (КЭМ). Для наглядного отображения напряженно-деформированного состояния (НДС) элементов конструкции при их нагружении необходимо в местах наиболее вероятных максимальных напряжений уменьшить размеры элементов. В рассматриваемом случае это зона контакта захват-шток. На рис. 3 представлена КЭМ и продемонстрировано уменьшение элементов в зоне вероятных максимальных напряжений.

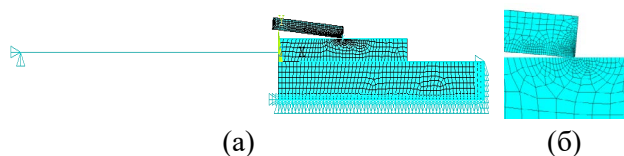


Рис. 3. Конечно-элементная модель (а) и зона захват-шток (б)

Количество элементов в представленной КЭМ составляет 7094. Для расчетов использовался двумерный элемент объемного НДС Plane42. Для захвата и штока был выбран материал сталь, для корпуса – алюминий, для пьезопакета – ЦТС-46. Коэффициент трения сталь/сталь μ равен 0,2; коэффициент трения алюминий/сталь μ равен 0,1. Свойства материала представлены в табл. 1. Данные по пьезокерамике взяты из [11], по остальным материалам – справочные.

Таблица 1

Свойства материалов

Материал	Плотность, кг/м ³	Модуль упругости, Па	Коэффициент Пуассона
Сталь	7800	$2,1 \cdot 10^{11}$	0,29
Алюминий	2700	$7 \cdot 10^{10}$	0,34

В расчетной модели учитываются две пары контактов: захват-шток (тип: узел-поверхность) и шток-корпус (тип: поверхность-поверхность).

Граничные условия в расчетной модели: корпус ПД, вант и левая грань пьезопакета жестко закреплены по всем направлениям (рис. 3).

2.2.1 Определение НДС в зоне контактного взаимодействия.

В конструкции ПД захват упирается гранью в поверхность штока, тем самым прижимая шток к поверхности корпуса. От угла наклона захвата к поверхности штока α будет зависеть величина перемещения штока и максимальная интенсивность напряжений в зоне контакта захвата и штока. При подаче управляющего сигнала на пьезопакет, пьезопакет удлиняется и давит на захват. При этом захват контактирует со штоком и перемещает его.

В табл. 2 представлены результаты моделирования величины перемещения штока при перемещении захвата на заданную величину. Варьировался угол наклона захвата к поверхности штока α . Совместно с величиной перемещения в каждом рассмотренном случае оценивалась интенсивность напряжений в области контакта захвата и штока.

Таблица 2

Результаты моделирования

Угол наклона α , °	Перемещения по оси X, $\times 10^{-4}$ м	Максимальная интенсивность напряжений σ , ГПа
30	0,263	7,16
20	0,285	4,76
15	0,291	3,61
12	0,293	2,83
10	0,294	2,29
9	0,294	2,02
8	0,294	1,77
6	0,294	1,3
5	0,294	1,1
4	0,293	0,851
3	0,292	0,619
2	0,292	0,426
1	0,291	0,206

Анализ результатов моделирования НДС конструкции ПД типа «Захват» показал, что при увеличении угла наклона α перемещение штока уменьшается. При увеличении угла наклона возрастает вертикальная составляющая силы нагрузки, а, следовательно, и сила трения, что влечет уменьшение величины перемещения штока. Но и при уменьшении угла наклона α есть момент, когда вертикальная (прижимная) составляющая силы нагрузки становится очень маленькой и захват начинает проскальзывать. Такой процесс наблюдается при угле наклона $\alpha \leq 4^\circ$. По результатам моделирования определен максимальный порог величины перемещения штока X , равный $0,294 \cdot 10^{-4}$ м при угле наклона $10^\circ \geq \alpha \geq 5^\circ$. По результатам оценки максимума интенсивности напряжения в каждом из этих случаев, наиболее оптимальным является расчетный случай при угле наклона $\alpha = 5^\circ$, при этом $\sigma = 1,1$ ГПа.

2.2.2 Переходный процесс пуска ПД.

Расчет переходного процесса пуска ПД проходил в два этапа:

1) Вертикальный прижим захвата к штоку, где варьировалась величина предварительного поджатия. Таким образом, имитируется положение захвата в конструкции ПД при фиксации штока.

2) Подача на пьезопакет управляющего пилообразного сигнала, где варьировалась частота сигнала. Время подачи сигнала составляло 1 с.

В расчетной модели на пьезопакет ПД подавалось напряжение в виде пилообразного сигнала. Пьезопакет преобразовывал электрическую энергию в механические колебания на основе свойств материала пьезокерамики, заложенных в модели. На рис. 4 представлен график зависимости перемещения свободной от закрепления границы пьезопакета от времени в одном из рассмотренных случаев.

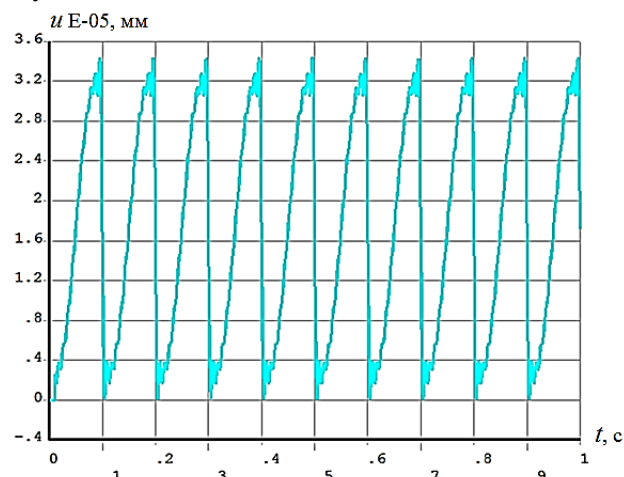


Рис. 4. Перемещение на свободной от закрепления границе пьезопакета

В результате решения получены зависимости величины перемещения штока от времени. На рис. 5 приведен график перемещения штока при силе поджатия захвата $F = 10$ Н и частоте управляющего сигнала $f = 30$ Гц.

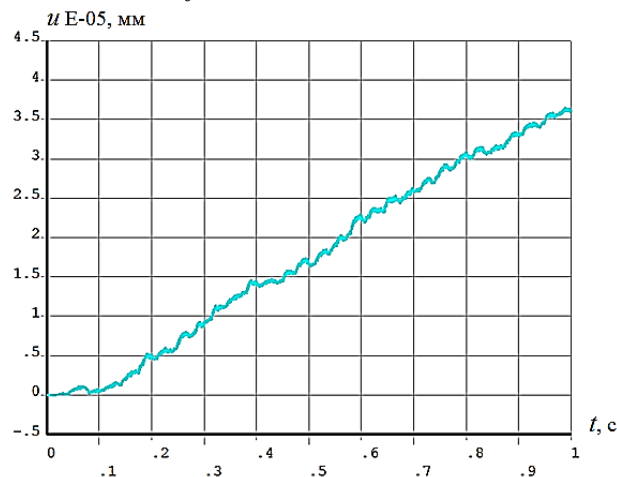


Рис. 5. Результаты расчета. Перемещение штока

Результаты моделирования взаимодействия элементов конструкции привода представлены в табл. 3. Выявлено влияние выбранных параметров режима работы (силы поджатия захвата F и частоты управляющего сигнала f) на максимальное перемещение штока.

Таблица 3

Влияние выбранных параметров режима на перемещение штока

Частота сигнала, Гц	Сила поджатия, Н	Максимальное перемещение штока, $\times 10^{-6}$ м	Скорость перемещения штока, мм/мин
10	1,5	4,8	0,288
	5	5,9	0,354
	10	6,6	0,396
20	1,5	7,3	0,438
	5	12,9	0,774
	10	13,5	0,81
30	1,5	18	1,08
	5	29	1,776
	10	30,6	1,83

Для определения достоверности предложенной конечно-элементной модели проведено сравнение теоретических расчетов и экспериментальных данных.

Задавались одинаковые условия: амплитуда напряжения $U = 100$ В, частота сигнала $f = 30$ Гц, сила поджатия захвата к штоку $F = 10$ Н.

Эксперимент проводился на экспериментальном стенде с нагрузкой в виде упругой связи, где варьировалась сила упругого сопротивления

от 0 до 12 Н. Работа ПД без нагрузки (холостой ход) проходила при скорости перемещения штока $V = 6,6$ мм/мин. С увеличением силы упругого сопротивления до $F_{\text{наг}} = 10$ Н скорость штока уменьшалась линейно до 0,15 мм/мин, при $F_{\text{наг}} = 12$ Н скорость штока снизилась до нуля (режим короткого замыкания).

По результатам моделирования определено, что скорость перемещения штока равна $V = 1,83$ мм/мин и сила упругого сопротивления при данной скорости составляет $F_{\text{наг}} = 6,61$ Н. Расхождение результатов моделирования с экспериментальными данными составляет 6 %.

Полученные результаты моделирования наглядно демонстрируют достоверность данного подхода по подбору материалов для изготовления конструкции ПД, выбору оптимальных режимов работы ПД.

Заключение

По результатам проведенного исследования разработана конечно-элементная модель ПД, учитывающая особенности контактного и электроупругого деформирования. Модель учитывает характер внешней нагрузки на ПД и может использоваться для проектирования энергетически автономных наноустройств антенных рефлекторов КА.

Разработан алгоритм решения нелинейного динамического контактного взаимодействия элементов ПД для всех режимов работы, включая переходный процесс при пуске системы. Исследовано влияние параметров режима работы ПД на величину перемещения штока.

Список литературы

- [1] Жуков А. П. Динамика отражающей поверхности крупногабаритного зонтичного рефлектора космического аппарата : дисс. ... канд. физ.-мат. наук: 01.02.04. Томск, 2016. 157 с.
- [2] Ozawa S. Design concept of large deployable reflector for next generation L-band SAR satellite // The 2nd International Scientific Conference Advanced Lightweight Structures and Reflector Antennas Proceedings, Tbilisi, 2014, pp. 43–51.
- [3] Zheng F., Chen M. New Conceptual Structure Design for Affordable Space Large Deployable Antenna // IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2015, vol. 63, no. 4, pp. 1351–1358. doi: 10.1109/TAP.2015.2404345
- [4] Peng Y., Gu X., Wang J., Yu H. A review of long range piezoelectric motors using frequency leveraged method // Sensors and Actuators, 2015, vol. 235, pp. 240–255. doi: 10.1016/j.sna.2015.10.015
- [5] Wang L., Chen W., Liu J., Deng J., Liu Y. A review of recent studies on non-resonant piezoelectric actuators // Mechanical Systems and Signal Processing, 2019, vol. 133, no. 106254. doi: 10.1016/j.ymssp.2019.106254
- [6] Азин А. В., Кузнецов С. А., Пономарев С. А., Пономарев С. В., Рикконен С. В. Математическое моделирование процесса работы пьезодвигателя типа «Захват» // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3. № 3. С. 164–170. doi: 10.26732/2618-7957-2019-3-164-170
- [7] Азин А. В., Рикконен С. В., Пономарев С. В., Орлов С. А. Линейный реверсивный вибродвигатель. Пат. № 2187888, Российская Федерация, 2019, бюл. № 10.
- [8] Azin A., Rikonen S., Ponomarev S., Kuznetsov S., Maritsky N. Designing a precision motor for the spacecraft reflector control system // AIP Conference Proceedings, 2019, vol. 2103, no. 020001. doi: 10.1063/1.5099865
- [9] Наседкин А. В. Моделирование пьезоэлектрических преобразователей в ANSYS : учеб. пособие / Ростов-н/Д : Южный федеральный университет, 2015. 176 с.

- [10] Попов В. Л. Механика контактного взаимодействия и физика трения. От нанотрибологии до динамики землетрясений. М. : ФИЗМАТЛИТ, 2013. 352 с.
- [11] Храмцов А. М. Напряженно-деформированное состояние взаимодействующих элементов пьезоактюатора : дисс. ... канд. физ.-мат. наук: 01.02.04. Томск, 2017. 135 с.
- [12] Прочность, устойчивость, колебания : справочник в трех томах. Т. 1 // Под ред. И. А. Биргера, Я. Г. Пановко. М. : Машиностроение, 1968. 831 с.
- [13] Многослойные пьезоактюаторы [Электронный ресурс]. URL: <https://www.elpapiezo.ru/Datasheets/AKTUATORS%20multilayer.pdf> (дата обращения: 23.09.2019)
- [14] Belkov A., Belov S., Pavlov M., Ponomarev V., Ponomarev S., Zhukov A. Stiffness estimation for large-sized umbrella space reflector // MATEC Web of Conferences, 2016, vol. 48, no. 02001. doi: 10.1051/matecconf/20164802001

SIMULATION OF CONTACT INTERACTION OF PIEZOELECTRIC ENGINE ELEMENTS

**A. V. Azin¹, S. A. Kuznetsov², S. A. Ponomarev¹,
S. V. Ponomarev¹, S. V. Rikkonen¹**

¹ Tomsk State University, Tomsk, Russian Federation

² JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems,
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

In the article the results of a new type of piezo-electric step-engine research are presented. The original construct of piezo-electric step-engine is contained in special engineering lever called grab device that can organize back and forward rod's motion with only one piezo element activity. To choose the effective process of piezo-electric step-engine work the mathematical model was created. This mathematical model describes inner piezo-electric step-engine process with features of contact and electroelastic deformation. Using the ANSYS application package, a finite element model of the piezo-electric step-engine has been developed. This finite element model allows estimate the stress-strain state of structural elements of the piezo-electric step-engine and determine the effective step-by-step operation mode of the piezo-electric step-engine. Using the finite element model, the influence of the piezo-electric step-engine operating mode parameters on the amount of displacement of the rod is studied. According to results of experimental studies, the proposed numerical model allows to simulate the dynamic process of step-operation of a piezo-electric step-engine with an error of no more than 6 %. This finite element model include the external load on piezo-electric step-engine and can be used to design piezo-electric step-engine of various fields of application.

Keywords: piezoelectric motor, step-engine, sawtooth driving signal, mathematical model, PZT stack.

References

- [1] Zhukov A. P. *Dinamika otrazhajushhej poverhnosti krupnogabaritnogo zontichnogo reflektora kosmicheskogo apparata* [Dynamics of the reflecting surface of a large-sized umbrella reflector of a spacecraft] : PhD thesis, Tomsk, 2016. 157 p.
- [2] Ozawa S. Design concept of large deployable reflector for next generation L-band SAR satellite // The 2nd International Scientific Conference Advanced Lightweight Structures and Reflector Antennas Proceedings, Tbilisi, 2014, pp. 43–51.
- [3] Zheng F., Chen M. New Conceptual Structure Design for Affordable Space Large Deployable Antenna // IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 2015, vol. 63, no. 4, pp. 1351–1358. doi: 10.1109/TAP.2015.2404345
- [4] Peng Y., Gu X., Wang J., Yu H. A review of long range piezoelectric motors using frequency leveraged method // Sensors and Actuators, 2015, vol. 235, pp. 240–255. doi: 10.1016/j.sna.2015.10.015

- [5] Wang L., Chen W., Liu J., Deng J., Liu Y. A review of recent studies on non-resonant piezoelectric actuators // *Mechanical Systems and Signal Processing*, 2019, vol. 133, no. 106254. doi: 10.1016/j.ymssp.2019.106254
- [6] Azin A. V., Kuznetsov S. A., Ponomarev S. A., Ponomarev S. V., Rikkonen S. V. Mathematical modeling of piezoelectric step-engine work // *Spacecrafts & Technologies*, 2019, vol. 3, no. 3(29), pp. 164–170. doi: 10.26732/2618-7957-2019-3-164-170
- [7] Azin A., Rikkonen S., Ponomarev S., Orlov S. *Linejnyj reversivnyj vibrodvigatel'* [Linear reversible vibration motor]. Patent RU 2187888, 2019, bulletin no. 10.
- [8] Azin A., Rikkonen S., Ponomarev S., Kuznetsov S., Maritsky N. Designing a precision motor for the spacecraft reflector control system // *AIP Conference Proceedings*, 2019, vol. 2103, no. 020001. doi: 10.1063/1.5099865
- [9] Nasedkin A. V. *Modelirovanie p'ezojelektricheskikh preobrazovatelej v ANSYS* [Piezoelectric Transducer Modeling in ANSYS]. Rostov-on-Don, Southern Federal University, 2015, 176 p. (In Russian)
- [10] Popov V. L. *Mehanika kontaktnogo vzaimodejstvija i fizika trenija. Ot nanotribologii do dinamiki zemletrjasenij* [Mechanics of contact interaction and physics of friction. From nanotribology to earthquake dynamics]. Moscow, FIZMATLIT, 2013, 352 p. (In Russian)
- [11] Khramtsov A. M. *Napryazhenno-deformirovannoe sostojanie vzaimodejstvujushhih jelementov p'ezoaktjuatora* [The stress-strain state of the interacting elements of the piezoelectric actuator] : PhD thesis, Tomsk, 2017. 135 p.
- [12] Birger I. A., Panovko Ya. G. *Prochnost', ustojchivost', kolebanija. T. 1* [Strength, stability, vibrations. Vol. 1]. Moscow, 1968. 831 p. (In Russian)
- [13] Multilayer piezoelectric actuators. Available at: <https://www.elpapiezo.ru/Datasheets/AKTUATORS%20multilayer.pdf> (accessed: 23.09.2019)
- [14] Belkov A., Belov S., Pavlov M., Ponomarev V., Ponomarev S., Zhukov A. Stiffness estimation for large-sized umbrella space reflector // *MATEC Web of Conferences*, 2016, vol. 48, no. 02001. doi: 10.1051/mateconf/20164802001

СПУТНИКОВЫЙ ДАЛЬНОМЕР С ПАССИВНЫМ РЕТРООТРАЖЕНИЕМ ЗАПРОСНОГО РАДИОСИГНАЛА

В. Е. Чеботарев^{1,2} ✉, Ю. П. Саломатов², В. С. Панько²,

А. А. Ерохин², Е. В. Кузьмин², Р. О. Рязанцев²

¹ АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва»,
г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

² Сибирский федеральный университет, г. Красноярск, Российская Федерация

В перспективных проектах лунной информационно-навигационной обеспечивающей системы рассматривается использование спутникового дальномера для решения задачи баллистического обеспечения окололунных космических аппаратов. В настоящей работе рассмотрена математическая модель расчета радиолинии спутникового дальномера с пассивным ретроотражением запросного радиосигнала от селенодезических пунктов. Модель позволяет выполнить расчет отношения «сигнал-шум» в отраженном радиосигнале и среднеквадратическое отклонение определения дальности от космического аппарата до пассивного ретрорадиоотражателя при различных условиях. В расчетах учитывается как отражение сигнала от ретрорадиоотражателя, так и от окружающего поверхностного лунного грунта. Рассмотрены различные типы ретрорадиоотражателя в виде комбинаций уголкового отражателя и в виде линзы Лüneбурга. Выполнены расчеты радиолинии с использованием указанных типов ретрорадиоотражателей для разных значений высоты орбиты, частоты сигнала и других параметров. Показано, что при определенных значениях параметров радиолинии достигается значение среднеквадратического отклонения определения дальности порядка единиц метров и меньше как для линзы Лüneбурга, так и для комбинированного уголкового отражателя. Окончательный выбор должен быть сделан с учетом их массы, а также возможностей трансформации ретрорадиоотражателя из транспортного в рабочее состояние.

Ключевые слова: космический аппарат, пассивный ретрорадиоотражатель, селенодезический пункт, дальномер, линза Лüneбурга, уголкового отражатель.

Введение

В перспективных планах исследования и промышленного освоения Луны предусматривается создание на постоянной основе лунной информационно-навигационной обеспечивающей системы (ЛИНОС) длительного функционирования для обеспечения связью и навигацией мобильных транспортных средств на поверхности Луны и вблизи нее [1; 10].

Развертывание окололунной орбитальной группировки космических аппаратов (КА) ЛИНОС связано с необходимостью упреждающего размещения на поверхности Луны средств автоматического контура управления и баллисти-

ческого обеспечения и, в первую очередь, размещения триангуляционной селенодезической сети пунктов (СДП) для баллистического обеспечения окололунной спутниковой группировки.

Триангуляционная селенодезическая сеть пунктов должна создаваться исходя из условия ее длительного использования в составе ЛИНОС [1; 10]. Поэтому СДП должны быть автономными, необслуживаемыми и иметь длительный срок эксплуатации. Этому принципу наиболее полно удовлетворяют СДП, оборудованные пассивными ретрорадиоотражателями запросных сигналов с КА ЛИНОС.

В данной статье исследованы вопросы реализации запросной схемы радиоизмерений дальности с использованием спутникового радиолокатора (СРЛ) и пассивных радиоотражателей (ПРО) из состава СДП, размещаемых на поверхности Луны.

✉ chebotarev@iss-reshetnev.ru

© Чеботарев В. Е., Саломатов Ю. П., Панько В. С., Ерохин А. А., Кузьмин Е. В., Рязанцев Р. О., 2019

Проведено математическое моделирование отражения радиолокационного сигнала от ПРО и поверхности Луны с учетом свойств лунного грунта для различных высот орбит КА ЛИНОС.

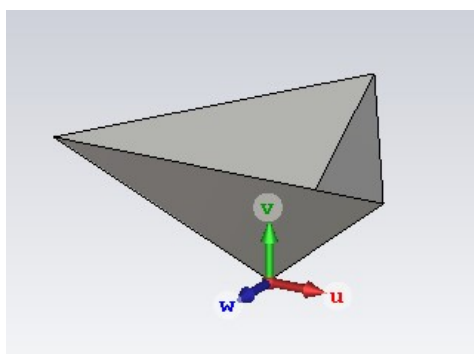
1. Моностатические пассивные радиоотражатели

Рассмотрены различные варианты моностатических ПРО, обладающих свойством отражения в направлении прихода волны (ретроработание) в верхней полусфере [2]:

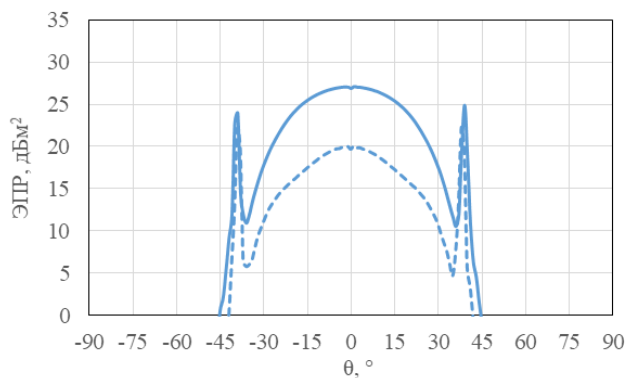
- трехгранный уголкоый отражатель (УО) и комбинации из нескольких УО;
- сферическая линза Люнебурга с отражателем.

Проведено моделирование эффективной площади рассеивания (ЭПР) и моностатической индикатрисы рассеивания (МИР), представляющей зависимость ЭПР от угла облучения θ .

На рис. 1–4 приведены результаты моделирования для случая: частота зондирующего радиосигнала равна 15 ГГц, площадь проекции ПРО вдоль вертикальной оси ($\theta = 0$) равна 0,196 м².

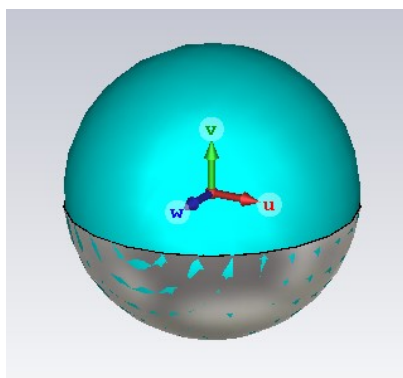


а

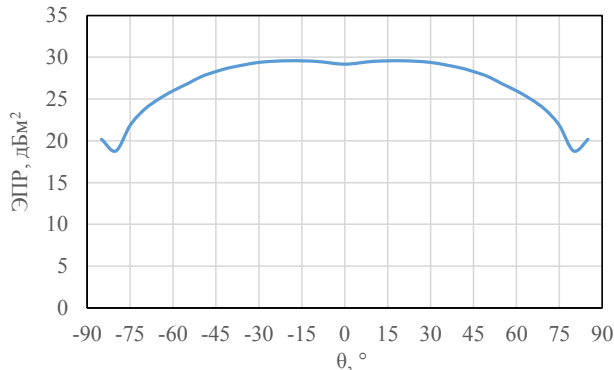


б

Рис. 1. Модель (а) и рассчитанная МИР (б) трехгранного уголкового отражателя (сплошная линия – угол между гранями 90°, штриховая линия – угол между гранями 91°)

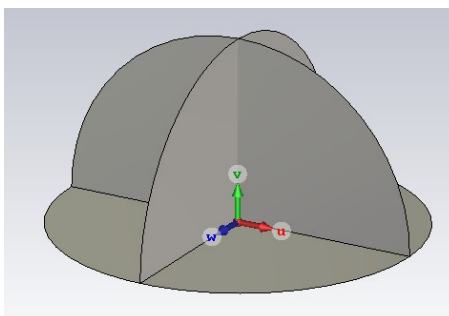


а

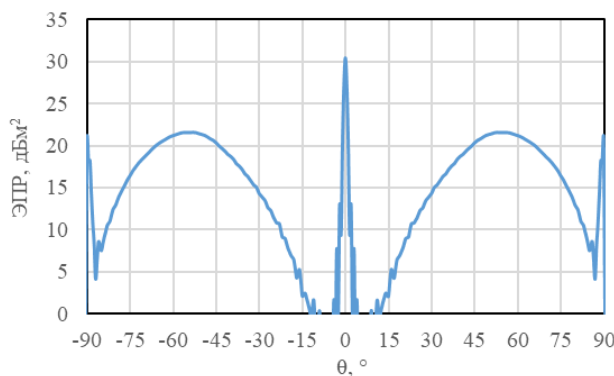


б

Рис. 2. Модель (а) и рассчитанная МИР (б) линзы Люнебурга с экраном

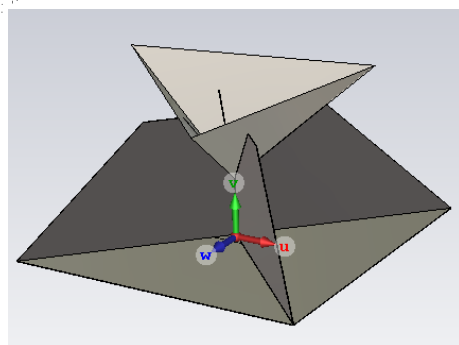


а

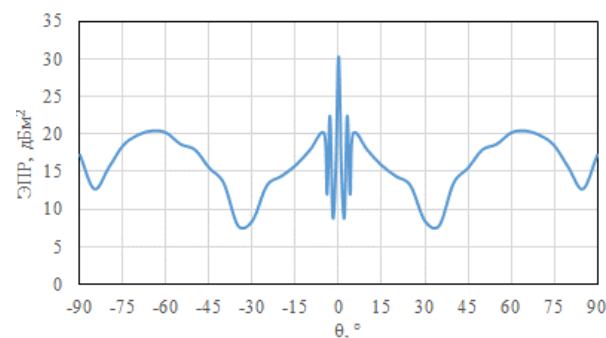


б

Рис. 3. Модель (а) и рассчитанная МИР (б) комбинации из 4 уголкового отражателей



а



б

Рис. 4. Модель (а) и рассчитанная МИР (б) комбинации из 4 уголковых отражателей с дополнительным центральным отражателем

Как видно из рис. 1, необходима точная реализация углового положения граней.

По равномерности МИР и максимальной величине ЭПР линза Люнебурга с экраном имеет преимущества (стабильно высокая ЭПР в широком секторе углов падения электромагнитной волны). Конструктивно линза Люнебурга сферического типа может быть изготовлена в виде коаксиального набора параллельных круглых осесимметричных диэлектрических элементов переменной толщины, в котором каждый из элементов также симметричен относительно плоскости, перпендикулярной оси, а диаметр, толщина элементов и, соответственно, распределение эффективной диэлектрической проницаемости взаимосвязаны [3].

Проведена оценка массы $m_{\text{лю}}$ линзы Люнебурга без механизмов раскрытия для различных значений параметров (табл. 1).

Таблица 1

Конструктивные параметры линзы Люнебурга

№	Плотность материала ρ_n , кг/дм³	Коэффициент заполнения a_i	Диаметр $D_{\text{лю}}$, м	Масса $m_{\text{лю}}$, кг
1	1,99	0,197	2	1644
2	1,99	0,197	1	206
3	1,99	0,197	0,5	26
4	1,99	0,197	0,4	13

Как видно из табл. 1, для сохранения приемлемой массы (с механизмами раскрытия) размер линзы Люнебурга должен быть небольшим – диаметр менее 0,5 м, что соответствует площади 0,196 м².

Далее были проведены исследования в направлении создания комбинированного УО. В целях исключения провала диаграммы ПРО из 4-х УО (рис. 3) в секторе углов, близких к нормальному, рассмотрена комбинация из 4 УО и одним сверху. На рис. 4 показаны результаты расчета МИР для комбинации УО с соотношением сторон уголков 1,25. Как видно из рис. 4, диаграмма в зоне углов падения около $\pm 60^\circ$ заметно улучшилась по сравнению с 4-элементным УО, однако при таком

соотношении размеров УО не обеспечивается равномерная ЭПР.

Результаты поиска оптимального соотношения размеров уголков позволили сформулировать рекомендацию: равномерная характеристика диаграммы МИР наблюдается при приблизительном равенстве длин ребер нижних и верхнего УО (рис. 5).

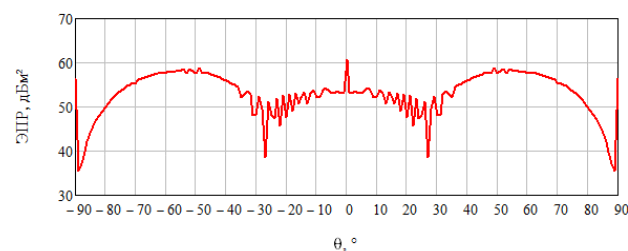


Рис. 5. МИР оптимального комбинированного уголкового ПРО с размером ребра нижнего уголка $a = 1,7$ м и верхнего уголка $b = 1,62$ м

2. Математическая модель радиолокационного канала с ПРО

Одной из центральных задач при выборе технического облика радиолокатора является разработка математической модели радиолокационного канала, которая должна обеспечить выбор частотного диапазона, полосы рабочих частот, поляризации и типа зондирующего сигнала спутникового радиолокатора при различных условиях, таких, как высота орбиты КА, угол облучения лунной поверхности и ширина диаграммы направленности (ДН) используемой антенны.

Описанная математическая модель была разработана и реализована в виде файла в среде MathCad. Она позволяет выполнять анализ типовых локационных импульсных радиосигналов (радиоимпульс, импульс с фазокодовой манипуляцией (ФКМ), импульс с линейной частотной модуляцией (ЛЧМ) [4; 5]) с использованием зависимостей средних и среднеквадратических значений ошибок измерения дальности (СКО) от отношения «сигнал/шум» (ОСШ) [6].

С помощью модели проведена серия вычислительных статистических экспериментов. При определении ОСШ учитывалось отражение сигнала как от ПРО на поверхности Луны, так и от окружающего лунного грунта [7] с учетом его электрофизических свойств [8; 9].

Результаты статистического вычислительного эксперимента по определению точности временного положения радиоимпульса на фоне шума (СКО) для типовых радиосигналов (длительность радиоимпульсов 6,2 мкс) показаны на рис. 6. Пунктирной линией показана зависимость, соответствующая радиоимпульсу, сплошной линией – ФКМ-радиоимпульсу, круглыми символами – ЛЧМ-радиоимпульсу.

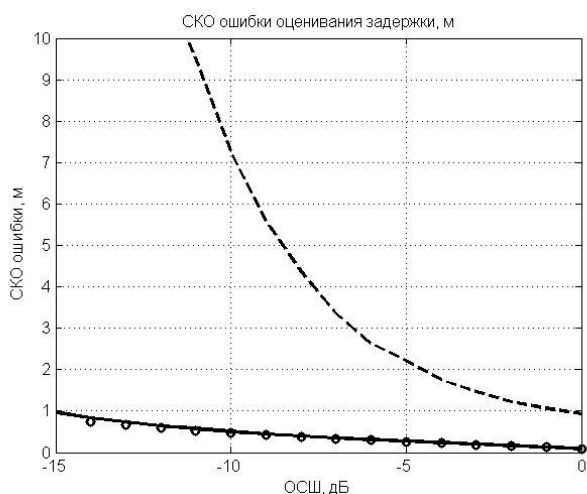


Рис. 6. Зависимость средневзвешенных значений ошибок измерения дальности от отношения «сигнал/шум»

Как видно из рис. 6, при использовании СКО в качестве основного показателя качества работы импульсного СРЛ, предпочтение следует отдать радиоимпульсам с внутриимпульсной модуляцией: ФКМ-импульсу, ЛЧМ-импульсу.

Проведены расчеты зависимости средневзвешенных значений ошибок измерения временного положения сигнала от отношения «сигнал/шум» (ОСШ) для различных значений длины полинома N псевдослучайной последовательности (ПСП) и длительности радиоимпульса t .

В табл. 2 представлена информация о величине ОСШ, обеспечивающая СКО в пределах 1 м в зависимости от N и t .

Таблица 2

Зависимости ОСШ от длительности радиоимпульса

N	6	127	255	511	1023	2047	4094
t , мкс	6,2	12,4	25	50	104	$2 \cdot 10^4$	$4 \cdot 10^4$
ОСШ, дБ	-15	-18	-20	-24	-27	-30	-33

Как видно из табл. 2, при увеличении длины ПСП снижаются требования к необходимому отношению «сигнал/шум», при котором обеспечивается одинаковое (к примеру, 1,0 м) значение СКО измерения дальности. Однако при фиксированной полосе частот, а значит (при фиксированной тактовой частоте генератора кодирующей последовательности) при фиксированной длительности кодирующей последовательности, увеличение длины кодирующей последовательности может быть невозможным по причине существенного увеличения длительности зондирующего радиоимпульса.

Допустимые значения длины импульса t_u и паузы t_n приведены в табл. 3. Там же помещены допустимые значения N и ОСШ из табл. 2. Полученные данные были использованы для выбора параметров радиолинии и СРЛ.

Таблица 3

Характеристики радиоимпульсов

Высота, км	200	800	2762
Радиус, км	1938	2538	4500
Дальность, км	857	1850	4155
t_u , мс	1,3	5,3	18,4
t_n , мс	2,9	12,3	27,7
N	511	511	1023
ОСШ, дБ	-24	-24	-27

3. Исследования параметров радиолинии с ПРО

С помощью модели, описанной в разделе 2, проведено моделирование радиолинии для различных условий: высота орбиты h , угол облучения ПРО спутником θ_0 , рабочая частота f , длина полинома ПСП N . Ширина ДН антенны СРЛ принята $2\theta_{0,5} = 0,5^\circ$, излучаемая мощность $P = 50$ Вт.

Полученные зависимости СКО измерения дальности от различных параметров для линзы Лüneбурга диаметром 0,5 м приведены на рис. 7–9. Длина ПСП здесь и в дальнейших расчетах задается равной $N = 511$ для высоты орбиты менее 800 км, и $N = 1023$ для большей высоты, в связи с чем на графике рис. 7 присутствует скачок в значении СКО.

Как видно из рис. 7–9, линза Лüneбурга диаметром 0,5 м применима при высоких частотах ($f = 27$ ГГц) и низких орбитах (менее 800 км), а требуемая мощность передатчика практически не зависит от высоты.

Далее приведены зависимости СКО измерения дальности от различных параметров для комбинированных уголкового ПРО с оптимальным

соотношением ребер: нижнего уголка $a = 1,7$ м и верхнего уголка $b = 1,62$ м (рис. 10 и 11). Для достижения требуемой СКО потребовалось уменьшить ширину ДН антенны СРЛ до значения $0,5^\circ$ и $0,13^\circ$.

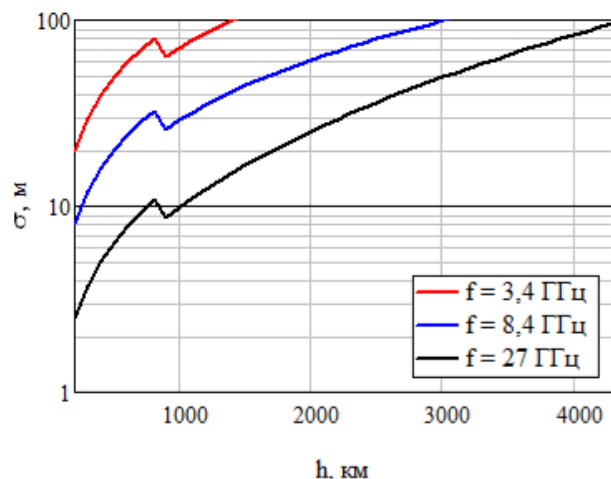


Рис. 7. СКО от высоты орбиты при разных частотах, угол облучения $\theta_0 = 10^\circ$

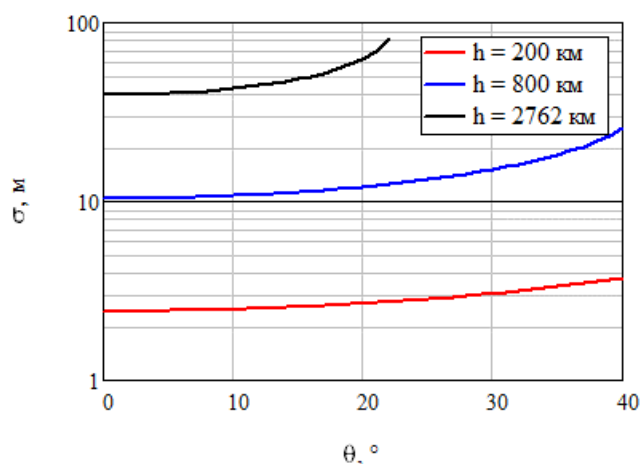


Рис. 8. СКО в зависимости от угла облучения θ_0 при разных орбитах, частота $f = 27$ ГГц

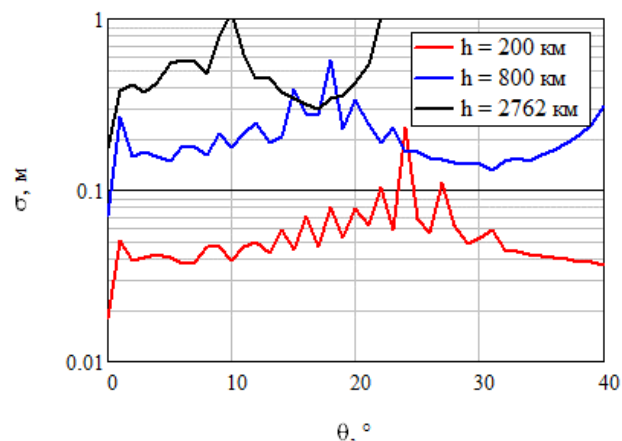


Рис. 9. Зависимость СКО от мощности передатчика при разной высоте орбиты для диаметра линзы 0,5 м и частоты $f = 27$ ГГц

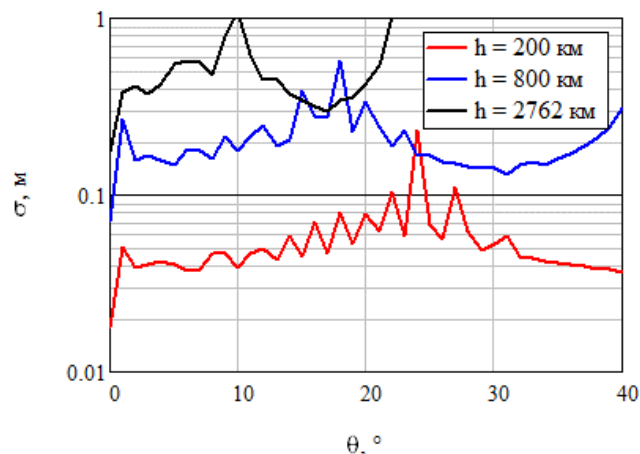


Рис. 10. СКО в зависимости от угла облучения при разных орбитах. Комбинированный уголкового ПРО ($a = 1,7$ м, $b = 1,62$ м, $f = 27$ ГГц, $2\theta_{0,5} = 0,2^\circ$)

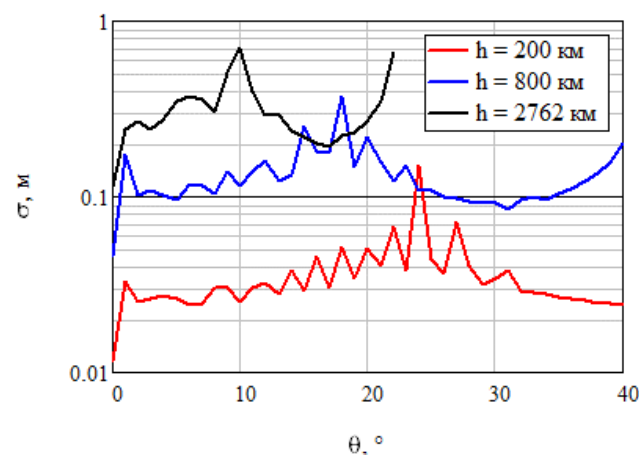


Рис. 11. СКО в зависимости от угла облучения при разных орбитах. Комбинированный уголкового ПРО ($a = 1,7$ м, $b = 1,62$ м, $f = 27$ ГГц, $2\theta_{0,5} = 0,13^\circ$)

4. Выбор параметров спутникового локатора

Для обеспечения СКО измерения дальности порядка единиц метров для рассматриваемых орбит сформулированы обобщенные характеристики измерительной радиолнии с ПРО (табл. 4).

Таблица 4

Обобщенные характеристики измерительной радиолнии с ПРО

Высота орбиты h , км	200	800	2760
Ширина ДН антенны СРЛ $\Delta\theta_{0,5}$, $^\circ$	0,5	0,2	0,13
Частота радиосигнала f , ГГц	27	27	27
Мощность радиосигнала P , Вт	50	50	50
Длительность пакета импульсов, мс	1,3	5,3	18,4
Длина полинома ПСП N	511	511	1023

Продолжение табл. 4

Диаметр антенны СРЛ, м	1,3	3,3	5,0
СКО измерения дальности σ для угла облучения $\theta_0 = 10^\circ$, м			
• уголкового ПРО, размер ребра 1,7/1,6 м	0,1	0,2	0,7
• линзы Люнебурга, диаметр 0,5 м	2,5	4,0	6,7
Рабочая зона обзора ПРО (углы падения), °			
• уголкового ПРО	$\pm 80^\circ$	$\pm 80^\circ$	$\pm 80^\circ$
• линзы Люнебурга	$\pm 90^\circ$	$\pm 90^\circ$	$\pm 90^\circ$

Заключение

Приведенные результаты показывают, что в рамках предложенной в [1; 10] концепции возможно достижение СКО определения дальности менее 1 м на достаточно низких орбитах и при использовании сравнительно узкой ДН антенны СРЛ.

В качестве ПРО могут быть выбраны как линза Люнебурга, так и комбинированный угловой отражатель, окончательный выбор должен быть сделан с учетом массы ПРО, а также возможностей трансформации ПРО из транспортировочного в рабочее состояние.

Полученные результаты использованы при проектировании ЛИНОС в рамках СЧ НИР «Вызов-Перспектива 5».

Список литературы

- [1] Чеботарев В. Е., Звонарь В. Д., Грицан О. Б., Внуков А. А. Концепция построения триангуляционной селенодезической сети // Исследования наукограда. №2(8). 2014. С. 4–9.
- [2] Кобак В. О. Радиолокационные отражатели. М.: Советское радио, 1975. 248 с.
- [3] Рязанцев Р. О., Саломатов Ю. П. Устройство для фокусировки типа «Линза Люнебурга». Пат. № 2485646, Российская Федерация, 2013, бюл. № 17.
- [4] Справочник по радиолокации / Под ред. М. И. Скольника; В 2 кн. Кн. 2. М.: Техносфера, 2014. 680 с.
- [5] Верба В. С., Неронский Л. Б., Осипов И. Г., Турук В. Э. Радиолокационные системы землеобзора космического базирования. М.: Радиотехника, 2010. 680 с.
- [6] Ширман Я. Д., Манжос В. Н. Теория и техника обработки радиолокационной информации на фоне помех. М.: Радио и связь, 1981. 416 с.
- [7] Смирнов В. М., Юшкова О. В., Марчук В. Н., Дутышев И. Н., Чернышев Б. В., Лаптев М. А. Исследование поверхности и строения грунта Луны многоцелевым радиофизическим комплексом РЛК-Л в проекте «Луна-Ресурс» // Всероссийские Армандовские чтения. Современные проблемы дистанционного зондирования, радиолокации, распространения и дифракции волн: материалы VII Всерос. научной конференции. Муром. 2017. С. 124–128.
- [8] Слюта Е. Н. Физико-механические свойства лунного грунта (Обзор) // Астрономический вестник. 2014. Т. 48. № 5. С. 358–382.
- [9] Юшкова О. В., Кибардина И. Н., Исаева Л. П. Особенности отражения радиоволн от слоя реголита // Сверхширокополосные сигналы в радиолокации, связи и акустике: материалы Всероссийской научной конференции. Муром. 2015. С. 22–25.
- [10] Косенко В. Е., Звонарь В. Д., Чеботарев В. Е. Лунная информационно-навигационная обеспечивающая система / Актуальные вопросы проектирования АКА для фундаментальных и прикладных научных исследований. Химки, ФГУП «НПО имени С.А. Лавочкина», 2015. С. 323–329.

THE SATELLITE DISTANCE RADIOMETER WITH A PASSIVE RETROREFLECTION OF A REQUEST RADIO SIGNAL

V. E. Chebotarev^{1,2}, Yu. P. Salomatov², V. S. Panko²,
A. A. Erokhin², E. V. Kuzmin², R. O. Ryazantsev²

¹ JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems,
Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

² Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation

In prospect projects of the lunar information and navigation support system, the using of a satellite range finder for solving the problem of ballistic support of near-moon spacecrafts is

considered. In this paper we consider a mathematical model for calculating the radio line of a satellite rangefinder with passive retro reflection of the requested radio signal from selenodesic points. The model allows the calculation of the signal-to-noise ratio in the reflected radio signal and the standard deviation of the determination of the distance from the spacecraft to the passive radio retroreflector under various conditions. The calculations take into account both the reflection of the signal from the radio retroreflector and from the surrounding surface lunar soil. Various types of radio retroreflectors in the form of combinations of corner reflectors and in the form of a Luneburg lens are considered. The calculations of the radio line using the indicated types of retro radio reflectors for different values of the orbit height, signal frequency and other parameters are performed. It is shown that, at certain values of the parameters of the radio line, the standard deviation of the determination of the range of the order of units of meters and less is achieved both for the Luneburg lens and the combined angular reflector. The final choice should be made taking into account their mass, as well as the possibilities of transforming the radio retroreflector from transportation to working condition.

Keywords: spacecraft, passive radio retroreflector, selenodesic point, distance meter, Luneburg lens, corner reflector.

References

- [1] Chebotarev V. E., Zvonar D. V., Gritsan O. B., Vnukov A. A. Concept of triangulation selenodesy network design // The Research of the Science City, 2014, no. 2, pp. 4–9.
- [2] Kobak V. O. *Radiolokacionnye otrazhateli* [Radar reflectors]. Moscow, Soviet Radio, 1975. 248 p. (In Russian)
- [3] Ryazantsev R. O., Salomatov Yu. P. *Ustrojstvo dlya fokusirovki tipa «Linza Lyuneberga»* [Device for focusing of the Luneberg lens type]. Patent RU 2485646, 2013, bulletin no. 17. (In Russian)
- [4] Skolnik M. I. *Spravochnik po radiolokacii* [Handbook of Radar]. Moscow, Technosphere, 2014. 680 p. (In Russian)
- [5] Verba V. S., Neronsky L. B., Osipov I. G., Turuk V. E. *Radiolokacionnye sistemy zemleobzora kosmicheskogo bazirovaniya* [Radar-tracking systems for space-based land survey]. Moscow, Radio Engineering, 2010. 680 p. (In Russian)
- [6] Shirman Ya. D., Manzhos V. N. *Teoriya i tekhnika obrabotki radiolokacionnoj informacii na fone pomekh* [Theory and technique of processing radio-location information against a background of interference]. Moscow, Radio and communication, 1981. 416 p. (In Russian)
- [7] Smirnov V. M., Yushkova O. V., Marchuk V. N., Dutyshev I. N., Chernyshev B. V., Laptev M. A. *Issledovanie poverhnosti i stroeniya grunta Lunny mnogocелеvym radiofizicheskim kompleksom RLK-L v proekte «Luna-Resurs»* [Study of the surface and soil structure of the moon by the multi-purpose radio-physical complex RLK-L in the project «Luna-Resource»] // *Vserossijskie Armandovskie chteniya. Sovremennye problemy distancionnogo zondirovaniya, radiolokacii, rasprostraneniya i difrakcii voln* [All-Russian Armand readings. Modern problems of remote sensing, radar, wave propagation and diffraction]: proceedings of the VII All-Russian Scientific Conference. Murum, 2017, pp. 124–128. (In Russian)
- [8] Slyuta E. N. *Fiziko-mekhanicheskie svoystva lunnogo grunta (Obzor)* [Physical and mechanical properties of lunar soil (Review)] // *Astronomical Bulletin*, 2014, vol. 48, no. 5, pp. 358–382. (In Russian)
- [9] Yushkova O. V., Kibardina I. N., Isaeva L. P. *Osobennosti otrazheniya radiovoln ot sloya regolita* [Features of the reflection of radio waves from the regolith layer] // *Sverhshirokopolosnye signaly v radiolokacii, svyazi i akustike* [Ultra-wideband signals in radiolocation, communication and acoustics]: materials of the All-Russian Scientific Conference. Murom, 2015, pp. 22–25. (In Russian)
- [10] Kosenko V. E., Zvonar V. D., Chebotarev V. E. *Lunnaya informacionno-navigacionnaya obespechivayushchaya sistema* [Lunar information and navigation support system] / *Aktual'nye voprosy proektirovaniya AKA dlya fundamental'nyh i prikladnyh nauchnyh issledovanij* [Actual problems of AKA design for fundamental and applied scientific research]. Khimki, FSUE «S. A. Lavochkina», 2015, pp. 323–329. (In Russian)

ОСОБЕННОСТИ СКАНИРОВАНИЯ АТМОСФЕРЫ И ПОСТРОЕНИЯ РАДИОЛОКАЦИОННЫХ СТАНЦИЙ ВЕРТИКАЛЬНОГО ЗОНДИРОВАНИЯ С МАЛОЭЛЕМЕНТНОЙ АНТЕННОЙ РЕШЕТКОЙ

В. М. Владимиров¹, В. Н. Ратушняк² ✉,

В. А. Вяхирев², И. В. Тяпкин²

¹ ООО «НПФ Электрон», г. Красноярск, Российская Федерация

² Сибирский федеральный университет, г. Красноярск, Российская Федерация

Подвижность и изменчивость атмосферы и околоземного космического пространства делают крайне важным получение экспериментальной информации о ее динамических характеристиках: скорости, направлении ветра и степени турбулентности. Одним из перспективных методов получения этих данных является вертикальное радиолокационное зондирование атмосферы. Радиолокационные станции вертикального зондирования или ветровые профилометры – относительно новый вид аппаратуры для исследования атмосферы. Радиолокационные станции вертикального зондирования предназначены для дистанционного бесконтактного определения параметров скорости ветра над точкой зондирования в тропосфере и нижней части термосферы. Для получения информации о динамике атмосферных движений используется явление отражения электромагнитных волн от турбулентных образований и образований другой природы. Временное положение отраженного сигнала и сдвиг по частоте, обусловленный эффектом Доплера, дают точную информацию о высоте и скорости перемещения атмосферных неоднородностей. Анализ параметров отраженных сигналов позволяет получать в реальном масштабе времени высотно-временное поле скорости ветра и интенсивности турбулентности. Физические принципы, положенные в основу функционирования этих станций, позволяют проводить непрерывные измерения независимо от погодных условий. В статье рассматриваются основные методы измерения вертикального профиля атмосферы и нижней части термосферы, способы сканирования и классификация средств зондирования вертикального профиля атмосферы, а также особенности функционирования и построения радиолокационных станций вертикального зондирования с малоэлементной решеткой.

Ключевые слова: радиолокационная станция вертикального зондирования, МСТ-радар, ветровой профилометр, малоразмерная антенная решетка, атмосферные неоднородности.

Введение

Радиолокационные станции вертикального зондирования (РЛС ВЗ) позволяют исследовать

различные неоднородности атмосферы (рис. 1): средний ветер (зональную, меридиональную и вертикальную составляющие); крупномасштабные атмосферные процессы (циклоны, прохождение атмосферных фронтов, гроз и т. д.); мелкомасштабные процессы (конвекция, вихревые движения, термики и т. д.); струйные течения; атмосферные приливы; турбулентность в свободной атмосфере. Исходя из этого, прикладными вопросами использования РЛС ВЗ являются: метеорологическое обеспечение взлета, посадки воздушных судов, обнаружение зон повышенной турбулентности, опасных для авиации, а также экологический мониторинг в местах расположения опасных производств и предупреждение о

✉ oborona-81@yandex.ru

© Владимиров В. М., Ратушняк В. Н.,
Вяхирев В. А., Тяпкин И. В., 2019

Исследование выполнено при финансовой поддержке Российского фонда фундаментальных исследований, Правительства Красноярского края, Красноярского краевого фонда науки в рамках научного проекта: «Методы радиолокационного зондирования атмосферы с использованием малоэлементных антенных решеток».

возникновении аномальных атмосферных явлений [1–4].

Проблемой определения вертикального профиля атмосферы занимаются ученые многих стран мира. В настоящее время известно несколько методов зондирования атмосферы.

Традиционным способом зондирования атмосферы является аэрологическое зондирование, которое осуществляется с помощью зондов, наполненных водородом или гелием, поднимаемых на высоту 30–40 км. Зонды оснащены радиопередатчиком, который излучает зондирующий сигнал. Величину и направление ветра на различных высотах определяют на основе доплеровского сдвига частоты зондирующего сигнала и положения зонда в пространстве. Недостатками этого метода является высокая стоимость зондов и большое время между запусками. Однако, несмотря на это, данный метод до сих пор является основным методом определения параметров атмосферы.

ления в атмосфере. Как правило, это достаточно большие высокоэнергетические системы, работающие на фиксированной частоте в основном в трех интервалах частот – 50, 400 и 1000 МГц. В настоящее время существует несколько сетей РЛС ВЗ, получивших признание как важная составляющая часть метеорологических наблюдений. Эти радары можно систематизировать следующим образом:

- мезосферно-стратосферно-тропосферные (МСТ) радары, работающие на частоте 56,5...58 МГц и обеспечивающие измерения до высоты 60...90 км;
- стратосферно-тропосферные (СТ) радары, работающие на частотах 45...56 и 400...490 МГц и обеспечивающие измерения до высоты 20 км;
- тропосферные радары пограничного слоя, работающие на частоте 45...47,1 МГц и обеспечивающие измерения до высоты 8 км.

Для научных метеорологических исследований в основном применяются мощные МСТ-радары, имеющие огромные (несколько сотен излучателей) антенные поля, и, соответственно, высокое энергопотребление и достаточно высокую стоимость.

Одним из перспективных направлений признается разработка и использование мобильных ветровых профилометров на основе малоэлементных антенных решеток. Данные устройства позволяют проводить метеорологические исследования, в том числе наблюдать и быстропротекающие атмосферные процессы.

1. Способы сканирования радиолокационными станциями вертикального зондирования

Два основных механизма приводят к возврату радиоволн от неоднородностей в атмосфере. Это рассеяние на турбулентностях и френелевское отражение или рассеяние. Турбулентное, или брэгговское, рассеяние происходит благодаря неоднородностям в индексе преломления в турбулентностях, для которого основной масштаб Фурье соответствует половине проекции длины волны на радиоволновой вектор. Френелевское отражение (также известное как частичное отражение) происходит благодаря присутствию неравномерностей индекса преломления, поперечного направлению распространению радиоволны, что мало по сравнению с длиной волны зондирующего сигнала. Для вертикального случая френелевское отражение требует горизонтальной протяженности нерегулярности более чем величины одной зоны Френеля, которая составляет $\lambda z/2$, где λ – длина волны, а z – высота рассеяния. Вертикальный размер неоднородности в таком случае может быть менее $\lambda/4$. На практике минимальные горизонтальные размеры нерегулярности должны быть

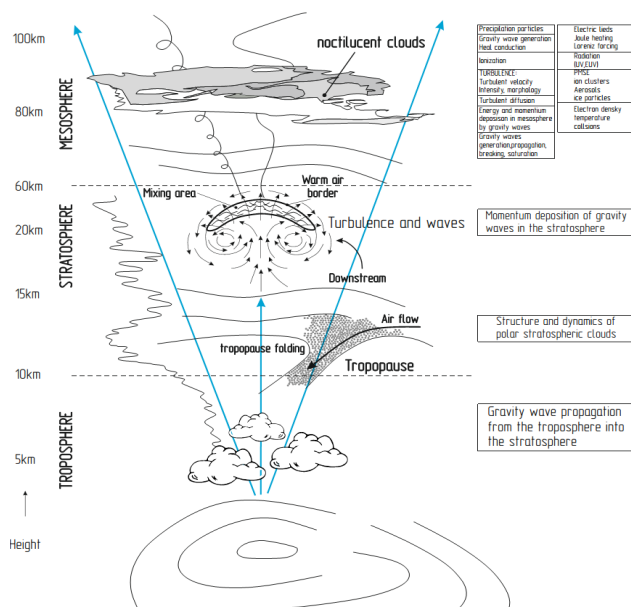


Рис. 1. Возможные неоднородности атмосферы

Существует четыре основных метода дистанционного зондирования атмосферы: оптический, акустический, радиоакустический и радиолокационный. Во всех способах дистанционного зондирования излучается соответствующий зондирующий сигнал, который отражается от различных слоев атмосферы в обратном направлении, и затем отраженный сигнал фиксируется приемным устройством.

Самым современным способом получения информации о состоянии атмосферных процессов является вертикальное радиолокационное зондирование атмосферы. Радиолокационные системы вертикального зондирования атмосферы работают в импульсном режиме и используют обратное рассеяние на неравномерностях коэффициента прелом-

только больше ширины радарного луча, а ступенька вертикального распространения в индексе преломления менее чем $\lambda/4$ часто содержит масштаб Фурье, вполне достаточный для возврата сигнала. Френелевское рассеяние происходит, когда рассеивающая среда согласована (когерентна) в двух поперечных измерениях к зондирующей волне, и произвольна в направлении, параллельном радиоволновому вектору.

РЛС ВЗ используют градиенты в индексе преломления как цель для определения движения фонового ветра и интенсивности турбулентностей, применяя различные методики. Индекс преломления n на частотах более 30 МГц описывается следующим образом [5–8]:

$$n = 1 - 0,373 \frac{e}{T^2} + 77,6 \cdot 10^6 \frac{p}{T} - 40,3 \frac{N_e}{f^2}, \quad (1)$$

где e – влажность, T – температура, p – давление, N_e – плотность электронов, f – частота. Флуктуации e , T и N_e в масштабах порядка половины длины волны дают брэгговское рассеяние. Разрывы в индексе преломления порядка $\frac{1}{10\lambda}$ также дают обратный сигнал.

Вторые два члена в уравнении (1) относятся к флуктуациям в нейтральной атмосфере. Влажность дает наибольший вклад до высот порядка 5 км. Последний член уравнения, связанный с плотностью электронов в ионосфере, дает вклад на высотах более 50 км.

Природа неоднородностей лимитирована следующими двумя случаями. Это рассеяние на изотропной турбулентности и рассеяние на одиночной резко ограниченной разрывности среды. Мощность, возвращающаяся в случае изотропной турбулентности, может выражаться [9]:

$$P_R = \frac{\pi P A \alpha \Delta R}{64 R^2} \eta, \quad (2)$$

где P – передающаяся мощность, A – эффективная площадь антенны, α – общий коэффициент полезного действия системы, ΔR – длина радарного импульса, R – дальность, и η – коэффициент объемного отражения как мера протяженности турбулентности.

Рассеяние также наблюдается на резких ступеньках градиента индекса преломления. В этом случае рассеяние обусловлено френелевским рассеянием или отражением. Возвращаемая мощность описывается следующим образом:

$$P_R = \frac{P A^2 \alpha}{4 \lambda^2 R^2} |\rho|^2, \quad (3)$$

где λ – радарная длина волны, ρ – коэффициент отражения.

Отраженный сигнал содержит смесь из брэгговского и френелевского типов рассеяния,

и показывает существенную чувствительность с максимумом возвращения из зенита.

Измерение скорости и направления неоднородностей атмосферы основано на использовании эффекта Доплера, где зависимость между зональной (u), меридиональной (v) и вертикальной (w) компонентами скорости и радиальной скоростью определяется выражением:

$$v_r = u \sin \phi \sin \theta + v \cos \phi \sin \theta + w \cos \theta, \quad (4)$$

где ϕ – азимут, θ – зенитный угол.

Методика доплеровского сканирования.

Данная методика использует множество узких пучков для измерения радиальной скорости во множестве направлений. Для построения трехмерного поля ветра требуется, как минимум, три луча. Фактически, большинство доплеровских радаров в настоящее время используют пятилучевое исполнение. Это позволяет использовать избыточность при измерениях горизонтального ветра и дает возможность определения дополнительных параметров, включая плотность и др.

Методика разнесенных антенн.

Это другая методика, не требующая формирования узких околоразнесенных пучков и сканирования диаграммой направленности. Она более подходит для небольших устройств, работающих в пограничном слое и нижней тропосфере. Тем не менее она дает аналогичный набор данных, как и доплеровское сканирование. Методика разнесенных антенн использует вариацию доплеровского смещения при углах, на которых результирующее движение электрического поля над поверхностью Земли имеет случайную структуру и перемещается со скоростью, вдвое большей горизонтального ветра на высоте обратного рассеивания. Требуется, как минимум, 3 разнесенных антенны для получения измерений посредством корреляционного анализа для значений скорости неоднородностей. Преимущество этой методики состоит в использовании малоэлементной антенной решетки с вертикальным широким лучом. Для данной методики характерна чувствительность к атмосферным изменениям в вертикальном направлении.

Необходимо отметить, что большинство действующих МСТ-радаров использует обе методики. Для небольших высот чаще используется методика измерений с разделенными антеннами, для больших – методика доплеровских измерений со сканированием луча. Это не исключает возможности применения любой из методик в конкретном случае при любых рабочих высотах.

Разработка РЛС ВЗ с малоэлементной решеткой требует решения серьезных проблем,

связанных, прежде всего, с уменьшением энергетического потенциала из-за общего снижения отношения сигнал/шум на входе приемника за счет уменьшения апертуры антенны и уменьшения числа передающих модулей. Указанное обстоятельство не позволяет применять стандартные алгоритмы подавления отражений от местных предметов и выделения на их фоне полезных сигналов [10]. В подобных условиях наиболее перспективными методами будут являться адаптивная компенсация мешающих сигналов с использованием череспериодных автокомпенсаторов или, с учетом достаточно низкой динамики принимаемых сигналов, составление «карты местных предметов».

Перспективным подходом в обработке сигналов с низким отношением сигнал/шум в приложении к РЛС ВЗ является применение специальных зондирующих сигналов. Это и сложные шумоподобные сигналы (коды Баркера, М-последовательности), и «смычки» сигналов с различными законами модуляции для компенсации боковых лепестков автокорреляционной функции при их последующей обработке.

Одним из наиболее перспективных подходов к вопросу улучшения разрешающей способности РЛС ВЗ при уменьшении размеров антенной решетки является использование многочастотных сигналов. В этом случае сигнал с меньшей частотой служит для устранения побочных интерференционных максимумов диаграммы направленности и разрешения фазовой неоднозначности сигнала на более высокой частоте. Основными проблемами, возникающими при реализации подобного подхода, являются обеспечение когерентности сигналов и идентичности высокочастотного тракта на различных частотах. Когерентность сигналов можно обеспечить формированием многочастотных сигналов при использовании стандарта частоты и времени в качестве опорного генератора. Идентичность высокочастотного тракта на разных частотах обеспечивается применением специально разработанных СВЧ-элементов с улучшенными характеристиками: фазочастотной, группового времени запаздывания, а также высокоточной калибровкой тракта. Таким образом, применение этих подходов позволит реализовать гибкое управление диаграммой направленности и работать как в режиме пространственно-разнесенных антенн, так и в режиме доплеровского качающегося луча.

Таким образом, современная РЛС ВЗ с малоэлементной решеткой должна иметь следующие особенности построения:

- использование трех или четырехэлементных антенн Яги с целью повышения коэффициента использования площади (и, как следствие, сужение диаграммы направленности) антенной

решетки (рис. 2);

- применение антенн с круговой поляризацией;
- использование твердотельных усилителей и, как следствие, распределение суммарной мощности по всему полю фазированной антенной решетки;
- наличие системы дистанционного управления лучом антенны;
- применение в приемниках цифровых методов когерентного и некогерентного накопления сигналов для повышения энергетических характеристик при приеме;
- накопление «сырых» отсчетов в долговременной памяти для обеспечения возможности последующего анализа на основе новых научных данных.

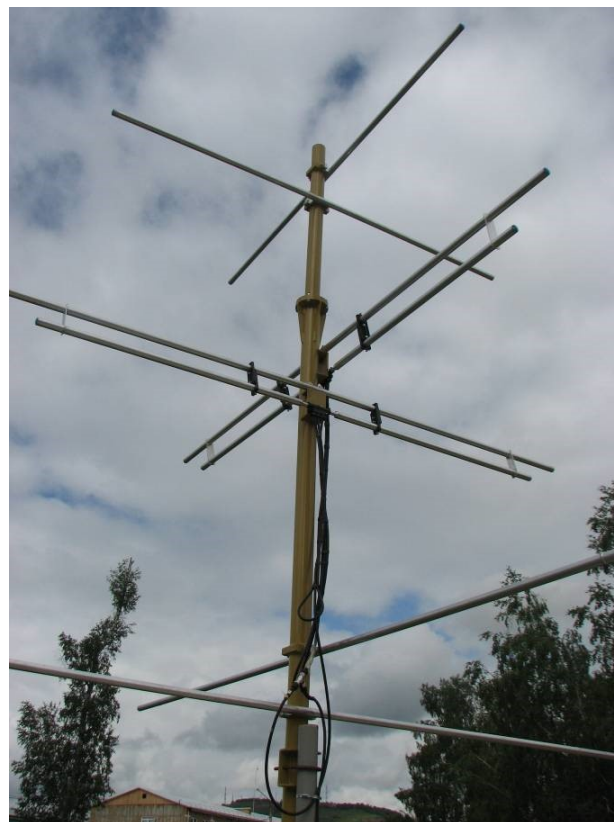


Рис. 2. Внешний вид антенного элемента МСТ-радара

Заключение

Таким образом, развитие и внедрение РЛС ВЗ на основе малоэлементной антенной решетки, обладающими высокими характеристиками разрешающей способности по высоте, низкими массогабаритными показателями и энергопотреблением, позволит исследовать различные неоднородности атмосферы, производить мониторинг аномальных атмосферных явлений и решать задачи метеорологического обеспечения.

Список литературы

- [1] Сетов А. Г., Медведев А. В., Кушнарев Д. С., Васильев Р. В., Лебедев В. П. Исследование возможностей антенной системы нового радара НР-МСТ при различных режимах работы // Сборник «Взаимодействие полей и излучения с веществом». Труды Международной Байкальской молодежной научной школы по фундаментальной физике и Конференции молодых ученых, 2015, С. 188–190.
- [2] Селиванов Д. Ю. Модели и методы обработки сигналов ветровым профилометром с разнесенными антеннами : автореф. дис. ... канд. техн. наук. Екатеринбург, Уральский государственный технический университет, 2007.
- [3] Ахметьянов В. Р., Васильев Д. Н., Коняев М. А., Мишина О. А., Пенкин М. С., Петров Г. А., Тезадов Я. А., Шаталов И. В., Ширяев И. Ф. Методы и алгоритмы обработки данных ветрового когерентного доплеровского лидарного профилометра с коническим сканированием // Журнал радиоэлектроники. 2013. № 10. С. 11.
- [4] Потехин А. П., Сетов А. Г., Лебедев В. П., Медведев А. В., Кушнарев Д. С. Перспективный радар НР-МСТ: потенциал и диагностические возможности // Солнечно-земная физика. 2016. Т. 2. № 3. С. 3–16.
- [5] Бурлаков В. Д., Долгий С. И., Макеев А. П., Матвиенко Г. Г., Невзоров А. В., Солдатов А. Н., Романовский О. А., Харченко О. В., Яковлев С. В. Лидарные технологии дистанционного зондирования параметров атмосферы // Оптика атмосферы и океана. 2013. Т. 26. № 10. С. 829–837.
- [6] Шаманский Ю. В. Вариации атмосферно-электрических характеристик в тропосфере и стратосфере // Оптика атмосферы и океана. 2005. Т. 18. № 1–2. С. 185–187.
- [7] Nishimura K., Nakamura T., Sato T., Sato K. Adaptive Beamforming Technique for Accurate Vertical Wind Measurements with Multichannel MST Radar // American Meteorological Society. 2012. pp. 1769–1775.
- [8] Park S.-G., Lee D.-K. Retrieval of high-resolution wind field over the Southern Korean peninsula using the Doppler weather radar network // Weather and Forecasting. 2009. pp. 87–103.
- [9] Дистанционные методы и средства исследования процессов в атмосфере Земли / под общ. ред. Б. Л. Кашеева, Е. Г. Прошкина, М. Ф. Лагутина. Харьков : Харьк. нац. ун-т радиоэлектроники; Бизнес Информ, 2002. 426 с.
- [10] Владимиров В. М., Кашкин В. Б., Сенченко Я. И. Модернизация приемника радиолокационной станции вертикального зондирования атмосферы // Сборник «Региональные проблемы дистанционного зондирования Земли». Материалы III Международной научной конференции, 2016, С. 74–77.

FEATURES OF SCANNING THE ATMOSPHERE AND BUILDING RADAR STATIONS OF VERTICAL SOUNDING WITH A LOW-ELEMENT ANTENNA ARRAY

V. M. Vladimirov¹, V. N. Ratushnyak²,

V. A. Vyakhirev², I. V. Tyapkin²

¹ LLC NPF Electron, Krasnoyarsk, Russian Federation

² Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation

The mobility and variability of the atmosphere and near-Earth space make it extremely important to obtain experimental information about its dynamic characteristics – speed, wind direction and degree of turbulence. One of the promising methods for obtaining these data is vertical radar sounding of the atmosphere. Vertical sounding radars or wind profilometers are a relatively new type of equipment for studying the atmosphere and thermosphere. Vertical sounding radars are designed for remote non-contact determination of wind speed parameters above the sounding point in the troposphere and the lower part of the thermosphere. To obtain information on the dynamics of atmospheric movements the phenomenon of reflection of electromagnetic waves from turbulent formations and formations of a different nature is used. The temporal position of the reflected signal and the frequency shift due to the Doppler effect give accurate information about the height and speed of movement of atmospheric inhomogeneities. An analysis of the parameters of the reflected signals makes it possible to obtain in real time the altitude-time field of the wind speed and turbulence intensity. The physical principles underlying the operation of these stations allow continuous measurements, regardless of weather conditions. The article discusses the main methods for measuring the vertical profile of the atmo-

sphere and the lower part of the thermosphere, scanning methods and classification of sounding means for the vertical profile of the atmosphere, as well as the features of the functioning and construction of vertical sounding radars with a low-element array.

Keywords: vertical sensing radar, MST radar, wind profilometer, small antenna array, atmospheric inhomogeneities.

References

- [1] Setov A. G., Medvedev A. V., Kushnarev D. S., Vasiliev R. V., Lebedev V. P. *Issledovanie vozmozhnostej antennoj sistemy novogo radara NR-MST pri razlichnyh rezhimah raboty* [Investigation of the capabilities of the antenna system of the new NR-MST radar under various operating modes] // Collection «Interaction of fields and radiation with matter». Works of the International Baikal Youth Scientific School on Fundamental Physics and the Conference of Young Scientists, 2015, pp. 188–190. (In Russian)
- [2] Selivanov D. Yu. *Modeli i metody obrabotki signalov vetrovym profilometrom s raznesennymi antennami* [Models and methods for processing signals with a wind profiler with diversity antennas] // Abstract of PhD thesis, Ekaterinburg, Ural State Technical University, 2007. (In Russian)
- [3] Akhmetyanov V. R., Vasiliev D. N., Konyaev M. A., Mishina O. A., Penkin M. S., Petrov G. A., Tezadov Y. A., Shatalov I. V., Shiryayev I. F. *Metody i algoritmy obrabotki dannyh vetrovogo kogerentnogo doplerovskogo lidarnogo profilometra s konicheskim skanirovaniem* [Methods and algorithms for data processing of a coherent wind Doppler lidar profilometer with conical scanning] // Journal of Radio Electronics, 2013, no. 10, p. 11.
- [4] Potekhin A. P., Setov A. G., Lebedev V. P., Medvedev A. V., Kushnarev D. S. Prospective IS-MST radar. Potential and diagnostic capabilities // Solar-Terrestrial Physics, 2016, vol. 2, no. 3, pp. 3–21.
- [5] Burlakov V. D., Dolgii S. I., Makeev A. P., Matvienko G. G., Nevzorov A. V., Soldatov A. N., Romanovskii O. A., Kharchenko O. V., Yakovlev S. V. Lidar technology for remote sensing of atmospheric parameters // Atmospheric and Oceanic Optics, 2013, vol. 26, no. 10, pp. 829–837.
- [6] Shamansky Yu. V. Variations of atmospheric-electrical characteristics in the troposphere and stratosphere // Atmospheric and Oceanic Optics, 2005, vol. 18, no. 1–2, pp. 185–187.
- [7] Nishimura K., Nakamura T., Sato T., Sato K. Adaptive Beamforming Technique for Accurate Vertical Wind Measurements with Multichannel MST Radar // American Meteorological Society, 2012, pp. 1769–1775.
- [8] Park S.-G., Lee D.-K. Retrieval of high-resolution wind field over the Southen Korean peninsula using the Doppler weather radar network // Weather and Forecasting, 2009, pp. 87–103.
- [9] Kashcheeva B. L., Proshkina E. G., Lagutina M. F. *Distancionnye metody i sredstva issledovaniya processov v atmosfere Zemli* [Remote methods and tools for researching processes in the Earth's atmosphere]. Kharkov, Kharkiv National University of Radio Electronics; Business Inform, 2002, 442 p. (In Russian)
- [10] Vladimirov V. M., Kashkin V. B., Senchenko Ya. I. *Modernizaciya priemnika radiolokacionnoj stancii vertikal'nogo zondirovaniya atmosfery* [Modernization of the receiver of a radar station for vertical atmospheric sounding] // Collection «Regional Problems of Remote Sensing of the Earth». Materials of the III International Scientific Conference, 2016, pp. 74–77. (In Russian)

Сведения об авторах

Азин Антон Владимирович – кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета. Область научных интересов: механика деформируемого твердого тела, космическая техника.

Владимиров Валерий Михайлович – доктор технических наук, доцент. Место работы: ООО «НПФ Электрон»

Вяхирев Виктор Александрович – кандидат технических наук, доцент, профессор Военно-инженерного института Сибирского федерального университета.

Головенкин Евгений Николаевич – доктор технических наук, профессор, главный ученый секретарь научно-технического совета АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва», действительный член Российской и Международной инженерных академий, академик Академии космонавтики им. К. Э. Циолковского. Область научных интересов: теплотехника, фундаментальные и прикладные проблемы развития космонавтики.

Дмитриев Геннадий Валерьевич – начальник группы АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Область научных интересов: тепловые режимы и системы терморегулирования космических аппаратов.

Ерохин Алексей Александрович – старший преподаватель кафедры «Радиотехника» Сибирского федерального университета. Область научных интересов: цифровые фазированные антенные решетки, диаграммообразующие схемы.

Кузнецов Станислав Александрович – ведущий специалист АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Область научных интересов: механика деформируемого твердого тела, космическая техника.

Кузьмин Евгений Всеволодович – кандидат технических наук, доцент кафедры «Радиотехника» Сибирского федерального университета. Область научных интересов: помехоустойчивость радиотехнических систем, оптимальная обработка сигналов.

Лебедев Александр Петрович – начальник цеха изготовления приборов и печатных плат АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Область научных интересов: разработка и внедрение современных способов

изготовления и испытаний бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов.

Лопатин Александр Витальевич – доктор технических наук, профессор, заведующий кафедрой Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва, старший научный сотрудник Института вычислительных технологий СО РАН. Область научных интересов: анизотропные конструкции космического назначения, механика композитных материалов.

Луконин Николай Владимирович – начальник бюро технологий приборного производства АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Область научных интересов: перспективные технологии производства бортовой и наземной радиоэлектронной аппаратуры на основе высокоинтегрированной элементной базы, высоконадежная прецизионная пайка приборов АФУ, разработка электронагревателей повышенной эффективности.

Маслов Евгений Петрович – заместитель начальника цеха изготовления приборов и печатных плат АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Область научных интересов: разработка и внедрение современных способов повышения энергоэффективности бортовой радиоэлектронной аппаратуры систем электропитания космических аппаратов.

Московских Михаил Сергеевич – заместитель начальника цеха изготовления приборов и печатных плат АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Область научных интересов: разработка и внедрение современных способов изготовления и испытаний бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов.

Панько Василий Сергеевич – кандидат технических наук, доцент кафедры «Радиотехника» Сибирского федерального университета. Область научных интересов: антенны и устройства СВЧ, антенные решетки, согласующие устройства, численное моделирование антенных устройств.

Пономарев Сергей Александрович – младший научный сотрудник Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета. Область научных интересов: механика деформируемого твердого тела, космическая техника.

Пономарев Сергей Васильевич – доктор физико-математических наук, старший научный сотрудник, за

ведущий лабораторией Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета. Область научных интересов: механика деформируемого твердого тела, космическая техника.

Ратушняк Василий Николаевич – кандидат технических наук, доцент, доцент Военно-инженерного института Сибирского федерального университета.

Рикконен Сергей Владимирович – кандидат технических наук, доцент, старший научный сотрудник Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета. Область научных интересов: электромеханика, вибрация, нефтехимия, автоматика, приводы.

Рязанцев Роман Олегович – старший преподаватель кафедры «Радиотехника» Сибирского федерального университета. Область научных интересов: линзовые антенны, сверхширокополосные антенные системы.

Саломатов Юрий Петрович – кандидат технических наук, профессор, заведующий кафедрой «Радиотехника» Сибирского федерального университета. Область научных интересов: антенны и устройства СВЧ, антенные решетки, квазиоптические антенные системы, синтез излучающих систем.

Старостин Евгений Александрович – начальник участка цеха изготовления приборов и печатных плат АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Область научных интересов: разработка и внедрение современных способов изготовления и испытаний бортовой радиоэлектронной аппаратуры космических аппаратов.

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

Тяпкин Игорь Валерьевич – профессор Военно-инженерного института Сибирского федерального университета.

Фёдоров Артем Михайлович – ассистент Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Область научных интересов: ракетно-космическая техника.

Чеботарев Виктор Евдокимович – доктор технических наук, профессор, ведущий инженер-конструктор АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Область научных

интересов: проектирование космических систем и космических аппаратов.

Шестаков Иван Яковлевич – доктор технических наук, доцент, профессор Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Область научных интересов: конструирование и производство летательных аппаратов, электрохимическая обработка материалов, разработка способов очистки воды, моделирование теплообменных процессов.

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

Подписанный автором лицензионный договор и акт, а также оригиналы акта экспертного заключения и заключение 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: 150–200 слов (равнение на английский вариант аннотации).
- ◀ Ключевые слова (4–7 слов или словосочетаний).
- ◀ Пристатейный библиографический список, 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 библиографический список 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).

Требования к представляемому тексту, иллюстрациям и приставному библиографическому списку:

- ◀ Объем статьи, включая иллюстрации и список литературы, 8–20 страниц формата А4 (210 x 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. Объем аннотации: 150–200 слов.
- ◀ При использовании в тексте сокращённых 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, дробные выражения в формулах рекомендуется по возможности заменять выражениями с отрицательными степенями либо использовать косую черту. 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.). Библиографический список следует оформлять в порядке ссылок на неё 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. Литература нумеруется арабскими цифрами без использования автоматической нумерации.

МЕЖДУНАРОДНАЯ IEEE-СИБИРСКАЯ КОНФЕРЕНЦИЯ ПО УПРАВЛЕНИЮ И СВЯЗИ (SIBCON–2021)

Пятнадцатая IEEE-Сибирская конференция, посвящённая достижениям в области разработки и создания систем управления, связи и робототехники, проводится с 13 по 15 мая 2021 года в г. Казани, Россия. Конференция SIBCON регулярно организуется Томской группой и студенческим отделением IEEE, компанией National Instruments для того чтобы поддерживать междисциплинарные дискуссии, взаимодействие и сотрудничество через участие в деятельности профессиональных сообществ Института IEEE. Конференция является международной платформой для представления и обсуждения новых фундаментальных и прикладных исследований в области разработки электронных систем связи, управления и робототехники. Конференция предоставляет учёным возможность презентации своих докладов и установления научных и образовательных контактов с коллегами из России и других стран.

Основные направления конференции

1. Фундаментальные проблемы теории управления и связи.
2. Робототехника и автоматизация.
3. Компьютерные технологии управления, сенсоры и системы.

Информационная поддержка конференции

- Журнал «Автоматика и программная инженерия»
www.jurnal.nips.ru
- Отраслевой научно-технический журнал «Космические аппараты и технологии» www.journal-niss.ru
- Журнал «Труды СПИИРАН» proceedings.spiiras.nw.ru

Ключевые даты:

- 4 декабря 2020** – последний срок приёма докладов
- 30 января 2021** – уведомление о включении докладов в программу
- 15 апреля 2021** – регистрация участников

Подробная информация о регистрации, инструкции для подготовки статей и научная программа доступны на сайте конференции sibcon2021.universityevents.ru

Архив конференции доступен на сайте ieee.tpu.ru/sibcon/sibcon.html



СИБИРСКИЙ
ФЕДЕРАЛЬНЫЙ
УНИВЕРСИТЕТ

SIBERIAN
FEDERAL
UNIVERSITY

СИБИРСКИЙ
ФЕДЕРАЛЬНЫЙ
УНИВЕРСИТЕТ –
ПЕРВЫЙ ФЕДЕРАЛЬНЫЙ
УНИВЕРСИТЕТ РОССИИ



Входит в ТОП-20

НАЦИОНАЛЬНЫХ РЕЙТИНГОВ

**Входит в ведущие мировые
рейтинги: THE и QS**

- 6000 бюджетных мест ежегодно;
- 3 филиала (в Абакане, Лесосибирске и Саяногорске);
- 21 профильный институт;
- 315 именных стипендий для поддержки талантливых студентов;
- 134 зарубежных университетов-партнёров;
- 1000 иностранных студентов из 42 стран мира;

- 200 визит-профессоров ежегодно из ведущих университетов России, Англии, Германии, Испании, США и других стран;
- 25 базовых кафедр на предприятиях-партнёрах;
- 84 спортивные секции по 33 видам спорта;
- 100 творческих (вокальных, танцевальных) коллективов.