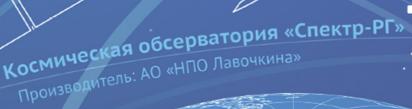
ISSN 2618-7957

OCM/4ECK

TEXHOJO SPACECRAF TECHNOLO



Технологическая платформа

Национальная Информационная Спутниковая Система

> Nº3 (29) 2019



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

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

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

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

Сайт ТП «НИСС»: tp.iss-reshetnev.ru



Том 3

№ 3 (29) 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)

Хартов Виктор Владимирович д-р техн. наук, профессор (Королёв)

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

Чернявский Александр Григорьевич (Королёв)

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 9732 Подписано в печать – 16.10.2019

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

Spacecrafts & Technologies

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)

 $\begin{tabular}{ll} \textbf{Vasiliev Valery V.} \\ \textit{Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russia)} \\ \end{tabular}$

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.

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

Contents



В номере

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

ROCKET AND SPACE EQUIPMENT

В. Б. Тайгин, А. В. Лопатин А ЗЕРКАЛЬНОЙ АНТЕННЫ

РАЗРАБОТКА ЗЕРКАЛЬНОЙ АНТЕННЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С УЛЬТРАЛЕГКИМ ВЫСОКОТОЧНЫМ РАЗМЕРОСТАБИЛЬНЫМ РЕФЛЕКТОРОМ

121 V. B. Taygin, A. V. Lopatin
DESIGN OF THE MIRROR ANTENNA OF A
SPACECRAFT WITH THE ULTRALIGHT HIGH
PRECISION SIZE-STABLE REFLECTOR

Д. С. Иванов, С. В. Меус, А. Б. Нуралиева, А. В. Овчинников, М. Ю. Овчинников, Д. С. Ролдугин, С. С. Ткачев, А. И. Шестоперов, С. А. Шестаков, Е. Н. Якимов D. S. Ivanov, S. V. Meus, A. B. Nuralieva,
 A. V. Ovchinnikov, M. Yu. Ovchinnikov,
 D. S. Roldugin, S. S. Tkachev, A. I. Shestoperov,
 S. A. Shestakov, E. N. Yakimov

АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ДВУМЯ НЕЖЕСТКИМИ ЭЛЕМЕНТАМИ ATTITUDE CONTROL AND DETERMINATION ALGORITHMS FOR THE SPACECRAFT WITH TWO FLEXIBLE APPENDAGES

В. В. Москвичев, А. М. Лепихин, А. Е. Буров, С. В. Доронин, Е. В. Москвичев

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОЦЕНКА ПРОЧНОСТИ И ПРЕДЕЛЬНЫХ СОСТОЯНИЙ КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

140 V. V. Moskvichev, A. M. Lepikhin, A. E. Burov, S. V. Doronin, E. V. Moskvichev

CALCULATION AND EXPERIMENTAL
ASSESSMENT OF THE STRENGTH AND LIMIT
STATES OF COMPOSITE STRUCTURES FOR
SPACECRAFT

А. В. Чубарь, И. Н. Пожаркова, В. В. Устименко ПОСТРОЕНИЕ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ТЕРМОВАКУУМНЫМИ ИСПЫТАНИЯМИ В СРЕДЕ SimInTech

149 **A. V. Chubar, I. N. Pozharkova, V. V. Ustimenko**CREATION OF CONTROL ALGORITHMS
THERMAL VACUUM TESTS IN THE SIMINTECH
ENVIRONMENT

О. Я. Яковлев, Д. В. Малыгин

ВНЕШНЕЕ ТЕПЛОВОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СПУТНИКОВОЙ ПЛАТФОРМЫ «СИНЕРГИЯ»

155 O. Ya. Yakovlev, D. V. Malygin

EXTERNAL THERMAL MODELING SATELLITE PLATFORM «SYNERGY»

НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

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

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА РАБОТЫ ПЬЕЗОДВИГАТЕЛЯ ТИПА «ЗАХВАТ»

NEW MATERIALS AND TECHNOLOGIES IN SPACE EQUIPMENT

164 A. V. Azin, S. A. Kuznetsov, S. A. Ponomarev, S. V. Ponomarev, S. V. Rikkonen

MATHEMATICAL MODELING OF PIEZOELECTRIC STEP-ENGINE WORK

КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ

SPACE INSTRUMENT ENGINEERING

А. И. Горностаев

ОПТИМИЗАЦИЯ СТРУКТУРЫ УНИФИЦИРОВАННОГО МНОГОКАНАЛЬНОГО ИНТЕРФЕЙСНОГО МОДУЛЯ КОНТРОЛЯ ТЕМПЕРАТУР ДЛЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ ПРИБОРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

171 A. I. Gornostaev

OPTIMIZATION OF THE STRUCTURE OF THE UNIFIED MULTI-CHANNEL INTERFACE TEMPERATURE CONTROL MODULE FOR MEASURING INSTRUMENTS OF SPACECRAFT

УДК 629.78 DOI 10.26732/2618-7957-2019-3-121-131

РАЗРАБОТКА ЗЕРКАЛЬНОЙ АНТЕННЫ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С УЛЬТРАЛЕГКИМ ВЫСОКОТОЧНЫМ РАЗМЕРОСТАБИЛЬНЫМ РЕФЛЕКТОРОМ

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

В статье рассмотрены существующие конструкции зеркальных антенн, применяемые на космических аппаратах. Сформулированы требования, при которых обеспечивается надежная работоспособность антенн в условиях эксплуатации. Предложена оригинальная конструкция космической высокочастотной осесимметричной зеркальной антенны сверхлегкого класса. Корпус антенны состоит из нескольких сопряженных тонких криволинейных углепластиковых оболочек. Разработана технология изготовления антенны, которая позволила создать оболочку рефлектора с минимальными отклонениями от теоретического параболоида вращения. С помощью метода конечных элементов выполнен параметрический модальный анализ антенны. На основе этого анализа были определены геометрические параметры, обеспечивающие оптимальные механические и массовые характеристики конструкции. Результаты расчетов были использованы при создании опытного образца зеркальной антенны. Показано, что созданная антенна обладает техническими характеристиками, необходимыми для генерации остронаправленного электромагнитного излучения в Q и V частотных диапазонах. Выполнена успешная наземная экспериментальная отработка конструкции антенны, которая включала этапы механических, термовакуумных и радиотехнических испытаний. Предложенная конструкция может быть использована при создании перспективных космических аппаратов.

Ключевые слова: зеркальная антенна космического аппарата, углепластик, наземная экспериментальная отработка, автоклав, формообразующая оправка, метод конечных элементов.

Введение

Зеркальные антенны, применяемые на современных космических аппаратах, являются частью систем, с помощью которых создают высокоскоростные каналы радиосвязи. Широкому распространению зеркальных антенн способствовали такие их качества как надежность конструкции и способность излучать и принимать радиоволны в широком диапазоне частот [2–5; 8].

Существует несколько видов зеркальных антенн. Это офсетные и осесимметричные (прямофокусные) антенны. Прямофокусные антенны подразделяются на однозеркальные (рис. 1) и двухзеркальные (рис. 2), выполненные по схеме

Кассегрена. В фокусе рефлектора двухзеркальной антенны размещено вторичное зеркало (контррефлектор), имеющее форму гиперболоида вращения.

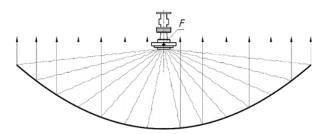


Рис. 1. Однозеркальная прямофокусная антенна

Двухзеркальные антенны используются для осуществления связи с наземными станциями и с низколетящими космическими аппаратами. Такие антенны должны иметь высокий коэффициент на-

[©] Тайгин В. Б., Лопатин А. В., 2019



правленного действия. Величина коэффициента определяет способность антенны концентрировать электромагнитное излучение в узком луче. Для реализации этой способности конструкция зеркальной антенны должна обладать высокой стабильностью размеров. Такое свойство антенны означает сохранение формы рефлектора и положения облучателя и контррефлектора после воздействия нагрузок, возникающих в процессе выведения космического аппарата на орбиту, и при температурном воздействии, возникающем в процессе движения космического аппарата по орбите. Предельные отклонения геометрических параметров конструкции зависят от значений частот радиоволн, которые излучает антенна. Чем выше эти частоты, тем более строгими становятся требования к стабильности размеров.

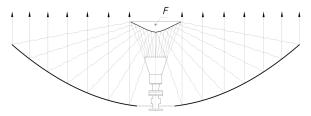


Рис. 2. Двухзеркальная прямофокусная антенна

На концентрацию электромагнитного излучения антенны, помимо стабильности размеров ее конструкции, большое влияние оказывает качество (точность) отражающей поверхности рефлектора. У большинства зеркальных антенн, устанавливаемых сегодня на космические аппараты, оболочка рефлектора имеет трехслойную структуру [9; 12]. Эта структура состоит из тонких углепластиковых несущих слоев и сотового заполнителя. На рис. З представлены типовые осесимметричные зеркальные антенны с трехслойными рефлекторами, разработанные в АО «ИСС».

Технологический процесс изготовления трехслойного рефлектора предусматривает выкладку внутреннего несущего слоя, установку на него блоков сотового заполнителя и выкладку наружного несущего слоя. Формование несущих слоев и заполнителя, соединенных пленочным клеем, происходит на оправке, имеющей форму параболоида вращения. Реализация технологического процесса должна обеспечивать высокое качество и точность отражающей поверхности рефлектора. Вместе с тем при реальном изготовлении рефлектора достаточно часто возникают искажения его формы. Эти искажения появляются после снятия рефлектора с оправки и обусловлены возникновением внутренних напряжений в тонких несущих слоях, пленочном клее и в сотовом заполнителе. При последующем термоциклировании рефлектора происходит релаксация этих напряжений. Форма отражающей поверхности рефлектора в таком технологическом процессе трудно поддается прогнозу. Поэтому качество и точность отражающей поверхности современных осесимметричных рефлекторов позволяет создавать антенны, пригодные только для генерации электромагнитного излучения в K_a частотном диапазоне. Вместе с тем сегодня существует очевидная потребность в увеличении скорости передачи информации системами космической связи. Такое увеличение напрямую связано с использованием Q и V частотных диапазонов. Форма отражающей поверхности рефлектора высокочастотной антенны должна быть максимально близка к форме параболоида вращения. Так, для получения стабильной диаграммы направленности в Q частотном диапазоне необходимо, чтобы среднеквадратическое отклонение (СКО) формы отражающей поверхности рефлектора от параболоида не превышало 0,05 мм. Обеспечение такого отклонения для рефлектора с трехслойной стенкой является сложной задачей. Необходимость решения этой задачи инициирует поиск новых видов конструкций антенн, обеспечивающих высокоскоростные каналы радиосвязи.

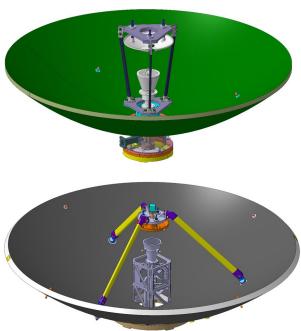


Рис. 3. Осесимметричные зеркальные антенны с трехслойными рефлекторами

В статье предложена новая оригинальная конструкция космической высокочастотной осесимметричной зеркальной антенны сверхлегкого класса. Корпус антенны состоит из нескольких сопряженных углепластиковых оболочек. Разработана технология изготовления антенны, которая позволила создать оболочку рефлектора с минимальными отклонениями от параболоида вращения. С помощью метода конечных элементов выполнен модальный анализ антенны. На ос-

нове этого анализа были определены геометрические параметры, обеспечивающие максимальную жесткость конструкции. Результаты расчетов были использованы при создании опытного образца зеркальной антенны. Показано, что созданная антенна обладает параметрами, необходимыми для генерации остронаправленного электромагнитного излучения в Q и V частотных диапазонах. Выполнена успешная наземная экспериментальная отработка конструкции антенны.

1. Описание конструкции

Разработанная антенна состоит из фронтальной (отражающей) оболочки рефлектора и поддерживающей ее тыльной оболочки. Общий вид антенны показан на рис. 4.

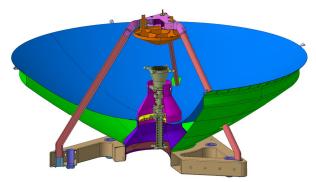


Рис. 4. Модель антенны с основной и поддерживающей оболочками

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.

Конструкция антенны содержит следующие составные элементы (рис. 5): 1 — фронтальная (отражающая) оболочка; 2 — тыльная оболочка; 3 — соединительная оболочка; 4 — опора облучателя; 5 — облучатель; 6 — основание антенны; 7 — опора контррефлетора; 8 — контррефлетор.

Отражающая и тыльная оболочки выполнены из углепластика средней толщиной 0,23 мм и имеют плавное увеличение толщины до 0,45 мм к месту сопряжения с основанием антенны. Оболочки соединены по периметру клеем. Для обеспечения такого соединения тыльная оболочка по контуру имеет отбортовку, повторяющую форму фронтальной оболочки. Соединительная оболочка связывает между собой фронтальную и тыльную оболочки и основание антенны. Опора облучателя имеет коническую форму и два цилиндрических участка. Нижний цилиндр устанавливается в соединительную оболочку. В верхний цилиндрический участок устанавли-

вается металлическая вставка с пазами, предназначенными для юстировки и крепления облучателя. Облучатель состоит из гофрированного рупора [13], поляризатора, селектора и волновода. Основание антенны (рис. 6) представляет собой полую треугольную призму с цилиндрическим отверстием в центре и дополнительными вырезами по углам. В оболочку интегрированы металлические вставки, предназначенные для крепления опоры контррефлектора и крепления антенны на космический аппарат.

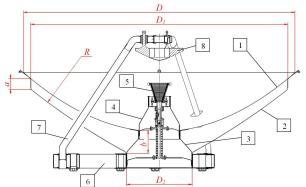


Рис. 5. Конструкция антенны

Масса рефлектора разработанной конструкции составляет $0,757~\rm kr$. При этом площадь рефлектора $-0,94~\rm m^2$. Таким образом, удельная масса рефлектора равна $0,8~\rm kr/m^2$, что примерно в $2,5-3~\rm pasa$ меньше массы аналогичного рефлектора трехслойной сотовой конструкции. Поэтому данный рефлектор может быть отнесен к классу сверхлегких рефлекторов, то есть имеющих удельную массу менее $1~\rm kr/m^2$.



Рис. 6. Основание антенны и опора контррефлектора

Опора контррефлектора состоит из трех стоек и кронштейна. Стойки представляют собой трубы прямоугольного сечения. Кронштейн имеет



форму треугольной призмы с отводами по углам для соединения с трубами. В кронштейн (рис. 6) интегрированы металлические вставки, предназначенные для юстировки и фиксации контррефлектора. Для соединения опоры с основанием в рефлекторе выполнены отверстия, через которые проходят стойки.

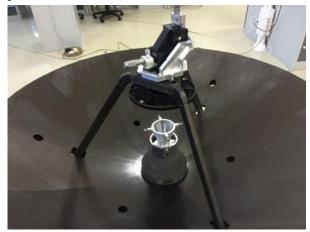


Рис. 7. Расположение прецизионного позиционера

Контррефлетор представляет собой оболочку в форме гиперболоида вращения с интегральной реберной структурой. Рабочая поверхность контррефлектора отформована с высокой точностью. Реберная структура обеспечивает оболочке жесткость. Ребра имеют выступы в виде пластин, предназначенные для соединения с кронштейном. Соединение выполняют после процедуры юстировки взаимного положения контррефлектора с рефлектором. Точную установку контррефлектора осуществляют при помощи прецизионного позиционера, который обеспечивает позиционирование по трем ортогональным направлениям. Позиционер монтируют на опору контррефлектора (рис. 7). Соединяют рефлектор путем заливки компаунда в полости во вставках, в которые помещены пластины контррефлектора.

2. Технология изготовления

Изготовление антенны включает следующие основные этапы: формование деталей из композиционного материала; сборка (склеивание) оболочек рефлектора; механическая обработка; установка облучателя и контррефлектора и их юстировка [7; 14].

Для изготовления фронтальной оболочки рефлектора используют формообразующую оснастку, изготовленную из материала с низким коэффициентом линейного теплового расширения — например, из инвара [10]. Материалом оснастки для тыльной оболочки может служить конструкционная сталь. Пример внешнего вида оснастки приведен на рис. 8.

Производят формовку композиционного материала любым из известных способов.



Рис. 8. Формообразующая оснастка для тыльной оболочки рефлектора

После формования деталей происходит сборка антенны. Для этого используют сборочное приспособление, которое обеспечивает соосность фронтальной и тыльной оболочек [11]. Основой данного приспособления является формообразующая оснастка для фронтальной оболочки с дополнительными центрирующими элементами, которые обеспечивают соосность двух оболочек. Приспособление имеет прижимы, которые обеспечивают равномерное прижатие отбортовки на тыльной оболочке к фронтальной оболочке для получения качественного клеевого соединения. Затем соединительная оболочка и основание скрепляются с помощью клея. Полученную сборку подвергают механической обработке. Далее устанавливают опору контррефлектора и выполняют измерение формы фронтальной оболочки. Диаграмма отклонений формы оболочки от теоретической приведена на рис. 9. Значение СКО равно 0,0385 мм. После устанавливают остальные части антенны и производят юстировку. Затем антенна проходит измерения радиотехнических характеристик (РТХ). При удовлетворительных значениях параметров РТХ производят фиксацию всех элементов антенны.

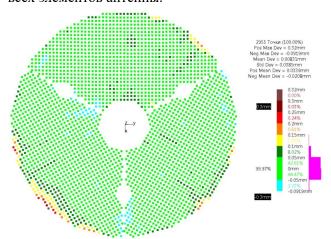


Рис. 9. Диаграмма отклонений формы рефлектора

3. Параметрический анализ

Для определения оптимальных геометрических параметров рефлектора был проведен параметрический анализ, в котором оценивались частоты колебаний конструкции [15]. Определение частот и форм колебаний осуществлялось с помощью конечно-элементного пакета MSC Nastran [1]. Схема конструкции с геометрическими параметрами представлена на рис. 10.

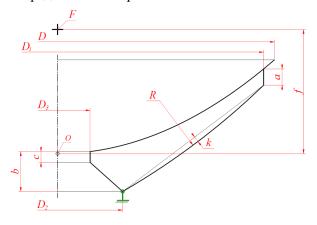


Рис. 10. Схема конструкции с геометрическими параметрами

На рис. 10 показаны следующие геометрические параметры: D — диаметр апертуры рефлектора; D_1 — диаметр сопряжения тыльной и отражающей оболочек; D_2 — диаметр линии сопряжения тыльной оболочки и центральной вставки; a — высота внешнего цилиндрический пояса тыльной оболочки; b — высота центральной вставки — строительная высота рефлектора в центре; c — высота цилиндрического участка для установки опоры облучателя; k — величина прогиба образующей тыльной оболочки; k — радиус кривизны тыльной оболочки; k — радиус кривизны тыльной оболочки; k — фокусное расстояние — длина отрезка, соединяющего точку фокуса параболоида и его вершину.

Параметры D, D_2 , D_3 , c, k, f в анализе являются постоянными величинами; их значения приведены в табл. 1. Варьируемыми величинами при параметрическом анализе являются величины D_1 , a, b. Их значения приведены в табл. 2.

Значения параметров D, D_2, D_3, c, k, f

Таблица 1

 Параметр
 Значение, мм

 D 800

 D_2 120

 D_3 240

 c 20

 k 10

 f 230

Диапазоны изменений варьируемых параметров D_1 , a, b

D_1 , mm	a, mm	b, mm
600	10	40
720	30	70
800	50	100

В параметрическом анализе были рассмотрены три варианта сочетаний варьируемых параметров. Каждый вариант предполагает варьирование одним из параметров, при этом два других становятся постоянными. Варианты сочетаний параметров приведены в табл. 3. На рис. 11 показаны сечения рефлектора для всех расчетных вариантов. Черный цвет линий соответствует варианту 1, красный – варианту 2, зеленый – варианту 3.

 Таблица 3

 Варианты сочетаний варьируемых параметров

Вариант 1	Вариант 2	Вариант 3
D_1 , a – const b – var	D_1 , b – const a – var	b, a – const D_1 – var

Расчетные значения массы и основной частоты колебаний представлены в табл. 4. Типичные формы колебаний конструкции для пяти первых тонов представлены на рис. 12.

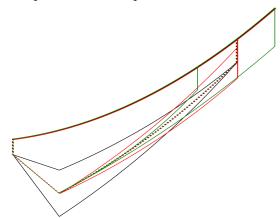


Рис. 11. Сечения рефлектора для всех расчетных вариантов

Проведенный параметрический анализ показал, что изменения различных геометрических параметров вносит различный вклад в изменение основной частоты колебаний рефлектора. Наиболее существенный прирост частоты первого тона при незначительном увеличении массы дает увеличение высоты центральной части рефлектора (параметр b). Изменение высоты рефлектора вблизи апертуры (параметр a) малоэффективно. Уменьшение параметра D_1 приво-

125

Таблица 2



дит к снижению значения собственной частоты колебаний. Этот параметр не должен быть меньше значения 0.9D.

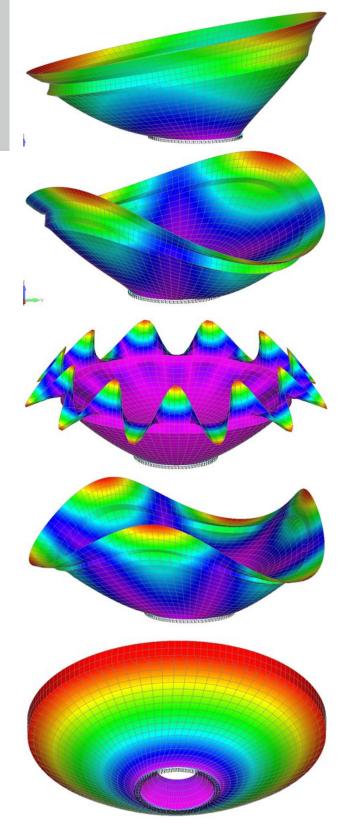


Рис. 12. Типичные формы колебаний конструкции для пяти первых тонов

Таблица 4 Расчетные значения массы и основной частоты колебаний конструкции антенны

Расчетный вариант	Варьируемый параметр, мм	Масса, кг	Частота ко- лебаний, Гц
1	b = 40	0,59	197,1
	b = 70	0,606	238,8
	b = 100	0,62	266,3
2	a = 10	0,594	266,9
	a = 30	0,606	238,8
	a = 50	0,62	217,6
3	$D_1 = 600$	0,6	143,6
	$D_1 = 720$	0,606	238,8
	$D_1 = 800$	0,625	219,5

На основании проведенного анализа, исходя из требований по частоте собственных колебаний в 200 Гц, были выбраны геометрические параметры для проектируемого рефлектора. Эти параметры имеют следующие значения: D_1 = 720 мм, a = 30 мм, b = 70 мм. При таком наборе параметров требование по частоте собственных колебаний выполняется с некоторым запасом.

4. Испытания антенны

Для подтверждения работоспособности антенны в условиях, близких к эксплуатационным в составе космического аппарата на орбите, был проведен комплекс испытаний, который включает в себя: измерения РТХ; испытания на воздействие механических нагрузок; испытания на воздействие экстремальных температур и вакуума (термоциклирование); измерения деформаций антенны под воздействием экстремальных температур [6].

Измерения РТХ антенны проводились на сканере ближнего поля. Сканер представляет собой двухкоординатную подвижную в вертикальной плоскости платформу с зондом. Сам сканер смонтирован в безэховой камере. Стены камеры покрыты радиопоглощающим материалом, который предотвращает отражение радиосигнала от стен камеры.

Антенна располагается в непосредственной близости от сканера на возвышении от пола не менее 1,5 м (рис. 13–14). На вход антенны подается слабый СВЧ-сигнал и антенна формирует направленное электромагнитное поле. Зонд сканера движется по программе и делает остановки в узлах прямоугольной сетки с шагом λ (длина волны) для измерения амплитуды и фазы поля. Создается матрица амплитудно-фазового распределения в плоскости апертуры антенны. Затем программа преобразует матрицу в пространственную диаграмму направленности и строит ее графический вид.

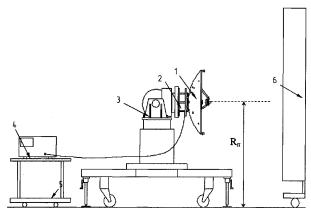


Рис. 13. Схема установки антенны при измерениях РТХ: 1 – испытуемая антенна; 2 – переходник; 3 – опорно-поворотное устройство «ORBIT»; 4 – измерительный прибор; 5 – приборный стол; 6 – щит из радиопоглощающего материала типа $CM\Pi$ -4; $R_{\pi} \ge 1,5$ м

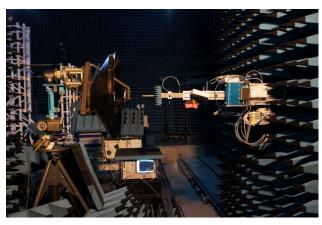


Рис. 14. Антенна на сканере ближнего поля

На рис. 15 представлена измеренная диаграмма направленности испытуемой антенны.

Две кривые (красная и синяя) являются сечениями диаграммы в двух взаимно перпендикулярных плоскостях. По диаграмме направленности антенны можно судить о форме луча: его ширине, максимальной амплитуде (коэффициенте усиления), симметричности диаграммы по плоскостям сечения, уровнях боковых лепестков. В данном случае все требования к этим характеристикам обеспечены.

На конструкцию космического аппарата при его выведении на орбиту воздействуют динамические вибрационные и акустические нагрузки. Динамические нагрузки могут вызвать деформирование и разрушение антенны. Для создания нагрузок, соответствующих участку выведения космического аппарата, используют вибрационный стенд. Антенна устанавливается на массивную плиту, которая крепится к стенду (рис. 16). На антенну прикрепляют вибрационные датчики и акселерометры, необходимые для измерения амплитуды, частоты колебаний и ускорения. Измерительные устройства позволяют контролировать соответствие между динамическими нагрузками, создаваемыми вибростендом. Антенна подвергалась воздействию синусоидальной и случайной вибрации. Испытания на синусоидальную вибрацию проводились для трех диапазонов изменения частот колебаний: 5-10 Гц, 10-20 Гц и 20–100 Гц. Виброускорения в соответствующих диапазонах принимали значения 4g, 12g и 20g. При испытаниях на случайную вибрацию антенна подвергалась смеси механических нагрузок, частота которых менялась от 20 Гц до 2000 Гц. В этих испытаниях PSD (Power Spectral Density) находилась в диапазоне от $0.8 g^2/\Gamma$ ц до $0.4 g^2/\Gamma$ ц. Случайная вибрация является аналогом акустических нагрузок.

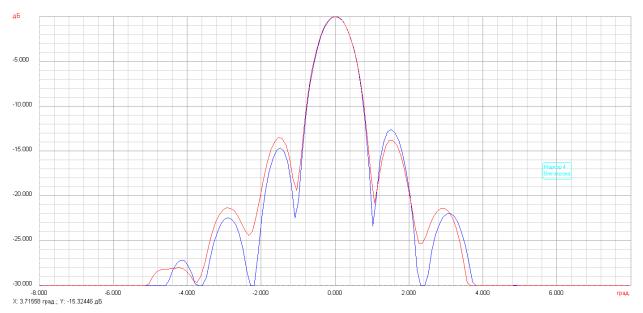


Рис. 15. Диаграмма направленности антенны





Рис. 16. Антенна на вертикальном вибростенде

Испытания на воздействие температуры проводились в климатической вакуумной камере. Температура внутри камеры изменялась от -140 °C до +140 °C. Данные температуры соответствует расчетным значениям для данной антенны и расширены на 10 °C. Для проведения испытаний антенна крепилась к технологической раме, как показано на рис. 17. На раме устанавливались ламповые нагреватели. Контроль температуры осуществлялся с помощью датчиков, наклеенных на различные элементы антенны. Рама с прикрепленным излучателем помещалась в вакуумную камеру, из которой откачивали воздух до давления $10^{-5}\,\Pi$ а. Ламповые нагреватели доводили температуру антенны до +140 °C. Затем в криоэкраны вакуумной камеры подавали жидкий азот и антенна охлаждалась до температуры -140 °C. В процессе испытаний выполнялось пять таких циклов изменения температуры. После каждого вида испытаний выполняли внешний осмотр антенны на наличие дефектов, а также проводили измерение ее РТХ. Выполненные работы подтвердили прочность композиционной конструкции антенны. Радиотехнические измерения не выявили скольконибудь значимого изменения РТX антенны после проведенных испытаний.

Для подтверждения стабильности геометрических параметров антенны при воздействии экстремальных температур и вакуума были проведены испытания на температурные деформации. Для этого в термобарокамере установлена технологическая рама, в верхней части которой располагалось измерительное оборудование — камера с лазерным дальномером в герметичном корпусе. Антенна устанавливалась на нижнюю платформу рамы (рис. 18). На поверхность рефлектора и

другие элементы антенны прикрепляли 52 уголковых отражателя (рис. 19), которые обеспечивали отражение луча обратно в камеру. Таким образом получали данные о расстоянии до того или иного отражателя и его смещении.

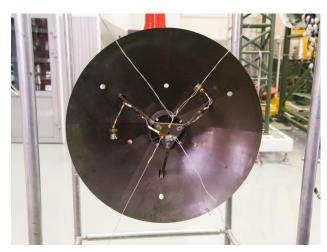


Рис. 17. Антенна на вертикальном вибростенде

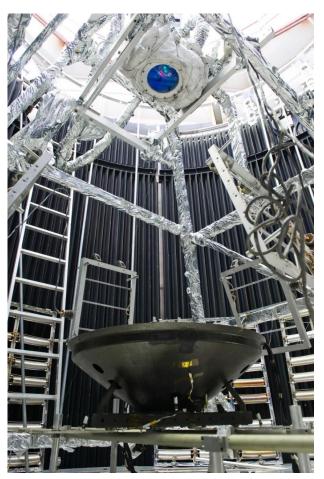


Рис. 18. Антенна в термобарокамере

Для создания положительной температуры вокруг антенны снизу были установлены нагревательные лампы. Отрицательную температуру обеспечивали криоэкраны камеры, по которым

проливали жидкий азот. Для контроля температуры на элементах антенны были закреплены температурные датчики. Температурные режимы, при которых проводились измерения, приведены в табл. 5.

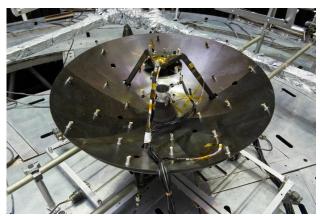


Рис. 19. Расположение уголковых отражателей

Таблица 5 Температурные режимы испытаний

Обозначение режима	Температура, T , °С	Давление, <i>P</i> , мм рт. ст.	Время выдержки режима перед измерением, <i>t</i> , ч
1НУ	+23	745	
1BK (+22)	+22		
-25	-25		
-50	-50		1
−75	-75		1
-100	-100		
-130	-130	10 ⁻⁵	
-130 (15 ч)	-130	10	
2BK (+28)	+28		15
+75	+75		
+100	+100		
+130	+130		1
3BK (+29)	+29		
2НУ (+23)	+23	745	

Примечание: режимы 1HV, 2HV – нормальные условия: комнатная температура и атмосферное давление; режимы 1BK, 2BK, 3BK – в камере комнатная температура и вакуум.

Измерения на каждом из температурных режимов проводились 6 раз, рассчитывались средние значения для каждого отражателя. Из массива данных исключались точки с отклонением от среднего значения больше чем на 0,08 мм.

В качестве отклонений определялись нормальные (по нормали к поверхности рефлектора) составляющие перемещений отражателей.

Величины отклонений по режимам и сводные данные (количество измеренных точек, СКО точек от поверхности, максимальные отрицательные и положительные отклонения) записывались в таблицу. Карты отклонений для наиболее характерных режимов представлены графически на рис. 20–22.

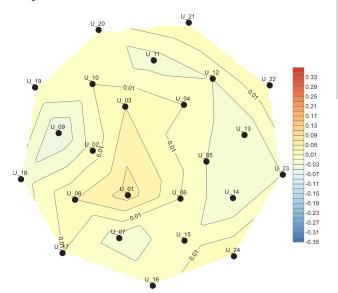


Рис. 20. Карта отклонений перемещений для режима 1ВК (+22 °C)

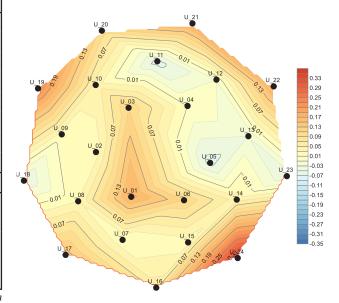


Рис. 21. Карта отклонений перемещений для режима —130

Анализ результатов, полученных в процессе испытаний, показал, что максимальные деформации под воздействием экстремальной температуры на рефлекторе и других элементах антенны не превышают 0,3 мм и имеют равномерное распределение. Такие деформации не приводят к критичным ухудшениям РТХ антенны в процессе ее эксплуатации.



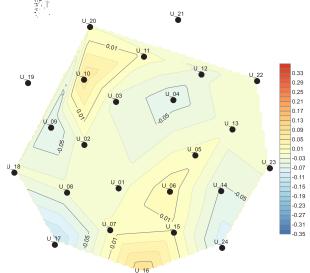


Рис. 22. Карта отклонений перемещений для режима +130

Таким образом, антенна прошла все требуемые для наземной экспериментальной отработки виды испытаний и может быть допущена к летным испытаниям в составе космического аппарата.

Заключение

В статье рассмотрен вариант оригинальной конструкции космической высокочастотной осе-

симметричной зеркальной антенны сверхлегкого класса. Корпус антенны состоит из нескольких сопряженных углепластиковых оболочек, которые обеспечивают жесткость конструкции. Удельная масса рефлектора новой конструкции составляет 0,8 кг/м2. Разработана технология изготовления антенны, которая позволила создать оболочку рефлектора с минимальными отклонениями от параболоида вращения. С помощью метода конечных элементов выполнен модальный анализ антенны. На основе этого анализа были определены геометрические параметры, обеспечивающие максимальную жесткость конструкции, величина которой оценивалась по первой частоте колебаний. Результаты расчетов были использованы при создании опытного образца зеркальной антенны. Показано, что созданная антенна обладает параметрами, необходимыми для генерации остронаправленного электромагнитного излучения в Q и V частотных диапазонах. Был проведен комплекс испытаний, который включает в себя: измерения РТХ; испытания на воздействие механических нагрузок; испытания на воздействие экстремальных температур и вакуума; измерения деформаций антенны под воздействием экстремальных температур. Эти испытания позволили сделать вывод о том, что исследованная конструкция обладает высокими эксплуатационными характеристиками и может быть использована в системах современной космической связи.

Список литературы

- [1] Nastran MSC. Quick reference guide. USA, MSC Software Corporation, 2011.
- [2] Вуд П. Анализ и проектирование зеркальных антенн : пер. с англ. М. : Радио и связь, 1984. 208 с.
- [3] Галимов Г. К. Общая теория зеркальных антенн. Т. 6. М.: ООО «Адвансед Солюшнз», 2017. 704 с.
- [4] Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения: учеб. пособие / Сиб. гос. аэрокосм. ун-т, Красноярск, 2011. 488 с.
- [5] Гущин В. Н. Основы устройства космических аппаратов: учеб. для вузов. М.: Машиностроение, 2003. 272 с.
- [6] Тестоедов Н. А., Лысенко Е. А., Бернс В. А. Диагностика конструкций космических аппаратов по результатам вибрационных и акустических испытаний : монография, Красноярск : Сибирский государственный аэрокосмический университет, 2016. 203 с.
- [7] Вашуков Ю. А. Технология ракетных и аэрокосмических конструкций из композитных материалов : мультимедийный образовательный модуль. Самара : Изд-во Самар. гос. аэрокосм. ун-та, 2012. 185 с.
- [8] Imbriale W. A., Gao S., Boccia L. Space Antenna Handbook. John Wiley & Sons Ltd., 2012. 744 p.
- [9] Macdonald M., Badescu V. The International Handbook of Space Technology. UK, Chichester, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, Jointly published with Praxis Publishing, 2014, 731 p. doi: 10.1007/978-3-642-41101-4
- [10] Афанасьев В. К., Попова М. В., Гладышев С. А., Герцен В. В., Обухов Г. В., Горшенин А. В. Инвары : учеб. пособие / Новокузнецк, СибГИУ, 2006. 126 с.
- [11] Патент РФ № 2571718. Прецизионный рефлектор и способ его изготовления. Заявка № 2013144366/08 от 02.10.2013 / В. Е. Чичурин, В. Б. Тайгин, А. В. Наговицын, В. В. Болгов, Е. В. Патраев, М. М. Михнев, 2015. Бюл. № 10.
- [12] Morozov E. V., Lopatin A. V., Taygin V. B. Design, fabrication and testing of composite sandwich integral structure of spacecraft antenna // Composite Structures, 2015, no. 134, pp. 645–653.
- [13] Morozov E. V., Lopatin A. V., Taygin V. B. Design, analysis, manufacture and testing of composite corrugated horn for the spacecraft antenna system // Composite Structures, 2016, no. 136, pp. 505–512.
- [14] Chen Z. N., Liu D., Nakano H., Qing X., Zwick Th. Handbook of Antenna Technologies, 2016. 3473 p.
- [15] Vasiliev V. V., Morozov E. V. Advanced mechanics of composite materials and structural elements. 3rd ed. Kidlington, Oxford, Elsevier, 2013. 818 p.

DESIGN OF THE MIRROR ANTENNA OF A SPACECRAFT WITH THE ULTRALIGHT HIGH PRECISION SIZE-STABLE REFLECTOR

V. B. Taygin¹, A. V. Lopatin², ³

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

³ Institute of Computational Technologies of SB RAS,

Krasnoyarsk, Russian Federation

The paper discusses the existing design of mirror antennas used on spacecraft. The requirements are formulated under which the reliable performance of antennas is ensured under operating conditions. Innovative construction of the space high frequency axisymmetric mirror antenna of an ultralight class is presented. Antenna's body consists of several conjugate carbon fiber shells. Antenna's design technology which gives an opportunity to create the shell of a reflector with minimal deflection from a full-paraboloid is developed. Using the finite element method, a parametric modal analysis of the antenna is performed. Based on this analysis, geometric parameters were determined that provide optimal mechanical and mass characteristics of the structure. The calculation results were used to create a prototype mirror antenna. It is shown that the created antenna possesses the parameters required for generation of the high-directional electromagnetic emission of Q and V frequency domain. Successful ground experimental perfection of the construction of the antenna is made. It included the stages of mechanical, thermal vacuum, and radio engineering tests. The proposed design can be used to create advanced spacecraft.

Keywords: reflector antenna for spacecraft, CFRP, ground experimental testing, autoclave, forming mandrel, finite element method.

References

- [1] Nastran MSC. Quick reference guide. USA, MSC Software Corporation, 2011.
- [2] Wood P. *Analiz i proektirovanie zerkal'nyh antenn, perevod s anglijskogo* [Analysis and design of mirror antennas, translation from English]. Moscow, Radio and communication, 1984. 208 p. (In Russian)
- [3] Galimov G. K. *Obshchaya teoriya zerkal'nyh antenn, T. 1* [General theory of mirror antennas, vol. 1]. Moscow, Advantsed Solutions, 2017. 704 p. (In Russian)
- [4] 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)
- [5] Gushchin V. N. *Osnovy ustrojstva kosmicheskih apparatov, uchebnik dlya vuzov* [Fundamentals of spacecraft, textbook for universities]. Moscow, Mashinostroenie, 2003. 272 p. (In Russian)
- [6] Testoedov N. A., Lysenko E. A., Burns V. A. *Diagnostika konstrukcij kosmicheskih apparatov po rezul'tatam vibracionnyh i akusticheskih ispytanij, monografiya* [Diagnostics of spacecraft structures based on the results of vibration and acoustic tests, monograph]. Krasnoyarsk, Siberian State Aerospace University, 2016. 203 p. (In Russian)
- [7] Vashukov Yu. A. *Tekhnologiya raketnyh i aerokosmicheskih konstrukcij iz kompozitnyh materialov, mul'timedijnyj obrazovatel'nyj modul'* [Technology of rocket and aerospace structures from composite materials, a multimedia educational module]. Samara, Publishing house of Samara State Aerospace University, 2012. 185 p. (In Russian)
- [8] Imbriale W. A., Gao S., Boccia L. Space Antenna Handbook. John Wiley & Sons Ltd., 2012. 744 p.
- [9] Macdonald M., Badescu V. The International Handbook of Space Technology. UK, Chichester, Springer-Verlag Berlin Heidelberg, Jointly published with Praxis Publishing, 2014, 731 p. doi: 10.1007/978-3-642-41101-4
- [10] Afanasyev V. K., Popova M. V., Gladyshev S. A., Herzen V. V., Obukhov G. V., Gorshenin A. V. *Invary, uchebnoe posobie* [Invars, textbook]. Novokuznetsk, SibGIU, 2006. 126 p. (In Russian)
- [11] 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 RF, no. 2571718, 2015.
- [12] Morozov E. V., Lopatin A. V., Taygin V. B. Design, fabrication and testing of composite sandwich integral structure of spacecraft antenna // Composite Structures, 2015, no. 134, pp. 645–653.
- [13] Morozov E. V., Lopatin A. V., Taygin V. B. Design, analysis, manufacture and testing of composite corrugated horn for the spacecraft antenna system // Composite Structures, 2016, no. 136, pp. 505–512.
- [14] Chen Z. N., Liu D., Nakano H., Qing X., Zwick Th. Handbook of Antenna Technologies, 2016. 3473 p.
- [15] Vasiliev V. V., Morozov E. V. Advanced mechanics of composite materials and structural elements. 3rd ed. Kidlington, Oxford, Elsevier, 2013. 818 p.

УДК 531.381:629.78:629.783 DOI 10.26732/2618-7957-2019-3-132-139

АЛГОРИТМЫ УПРАВЛЕНИЯ И ОПРЕДЕЛЕНИЯ ДВИЖЕНИЯ КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА С ДВУМЯ НЕЖЕСТКИМИ ЭЛЕМЕНТАМИ

Д. С. Иванов¹, С. В. Меус², А. Б. Нуралиева¹, А. В. Овчинников², М. Ю. Овчинников¹, Д. С. Ролдугин¹ , С. С. Ткачев¹, А. И. Шестоперов¹, С. А. Шестаков¹, Е. Н. Якимов²

Федеральный исследовательский центр Институт прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН, г. Москва, Российская Федерация
 2 АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва»,
 г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

В работе рассмотрены алгоритмы управления и определения состояния космического аппарата с двумя нежесткими элементами. Один элемент представляет собой антенну, жестко закрепленную на корпусе аппарата. Антенна является значительным возмущающим фактором в движении космического аппарата, имея размер, в несколько раз превышающий размер корпуса аппарата, и обладая низкими собственными частотами колебаний. Второй элемент – солнечная панель. Аппарат находится на геостационарной орбите. Солнечная панель закреплена с помощью одностепенного шарнира и вращается с постоянной скоростью, обеспечивая ориентацию на Солнце. Управление и определение движения космического аппарата производятся только с помощью датчиков и актюаторов, установленных на его корпусе. Предполагается, что декремент затухания собственных колебаний нежестких элементов является нулевым. В работе приводятся алгоритмы управления, позволяющие стабилизировать всю конструкцию и обеспечить требуемую ориентацию корпуса космического аппарата или, как минимум, не увеличить амплитуды собственных колебаний нежестких элементов в процессе ориентации корпуса. Рассматривается различное количество собственных мод колебаний. Угловое движение корпуса и колебательное движение нежестких элементов конструкции определяются с использованием динамической фильтрации в режиме реального времени.

Ключевые слова: космический аппарат, управление движением, нежесткие элементы конструкции, конечно-элементная модель, собственные колебания.

Введение

Космические аппараты с нежесткими элементами конструкции (КА с НЭК) используются для решения множества прикладных задач. К таким КА относятся телекоммуникационные аппараты с антеннами большого размера, аппараты исследования дальнего космоса с солнечным парусом, аппараты с роботизированными манипуляторами и выносными штангами. Из-за большой протяженности нежестких элементов, которые зачастую изготавливаются из легких материалов,

в ходе орбитального и углового маневрирования КА в их конструкции неизбежно возникают вибрации, способные не только ухудшать точность ориентации всего аппарата, но даже привести к неустойчивости требуемых режимов движения [1; 2]. Для гашения низкочастотных колебаний в нежестком элементе желательна установка демпфирующих устройств. Обычно для этого используются пьезоэлектрические устройства, крепящиеся на нежесткий элемент. Однако наибольший практический интерес представляет задача, когда управление КА осуществляется только при помощи устройств, расположенных на основном теле КА [3].

Задача управления КА с НЭК, как правило, решается на основе стандартных подходов (например, пропорционально-дифференциальный (ПД) или пропорционально-интегрально-диффе

 [□] rolduginds@gmail.com

[©] Иванов Д. С., Меус С. В., Нуралиева А. Б., Овчинников А. В., Овчинников М. Ю., Ролдугин Д. С., Ткачев С. С., Шестоперов А. И., Шестаков С. А., Якимов Е. Н., 2019

ренциальный регуляторы, линейно-квадратичный регулятор (ЛКР), робастное управление и др.), но с учетом особенностей динамических моделей КА с нежесткими элементами. Эти особенности могут быть учтены либо при синтезе закона управления, либо при оценке точностей стабилизации, но, как правило, рассматриваются оба варианта. Один из наиболее распространенных подходов при синтезе закона стабилизации – не учитывать нежесткость конструкции и формировать закон на основе динамики твердого тела. Такой подход рассматривается, например, в [4]. Здесь предлагается использовать закон на основе линейного ПД-регулятора с гироскопическим слагаемым. В работе [5] используется ПИД-регулятор. В работе [6] рассматриваются вопросы устойчивости и показано, что если система была устойчива как твердое тело, то наличие гибкости не может сделать ее неустойчивой. В [7] управление строится на основе линейно-квадратичного регулятора. Рассматривается движение аппарата со 122-метровой антенной на геостационарной орбите в окрестности положения, когда антенна направлена в надир. В [8] управление ориентацией осуществляется с помощью алгоритма на основе скользящего режима, а демпфирование колебаний осуществляется с помощью пьезоэлектрических устройств. Работа [9] посвящена синтезу робастного управления, которое реализуется с помощью двигателей-маховиков. Каждый из указанных подходов может применяться как к управлению только ориентацией основного тела, так и в связке с актюаторами, расположенными непосредственно на гибких элементах конструкции. Как правило, внешние возмущения не включаются в контур управления и рассмотренные алгоритмы управления обладают достаточной грубостью по отношению к внешним возмущениям. В работах [10; 11] приведен подход к анализу качества работы системы стабилизации при наличии возмущений. В [12] проведено исследование влияния внешних возмущений на точность стабилизации космического шаттла с антенной, выдвинутой на длинной штанге.

В работе, в первую очередь, решается задача определения состояния КА с НЭК. В частности, необходимо определять текущую ориентацию и скорость КА и элементов НЭК для адекватного формирования управляющих воздействий. Задача определения движения решается с использованием динамической фильтрации. В качестве измерительной информации используются показания звездного датчика и датчика угловой скорости (ДУС). Управление КА с НЭК осуществляется с помощью двигателей-маховиков. Управление строится на основе линейно-квадратичного регулятора и его модификации – редуцированного ЛКР.

1. Математическая модель движения KA с солнечной панелью и антенной

Рассматривается космический аппарат, который состоит из корпуса – твердого тела и двух нежестких элементов – солнечной панели, прикрепленной к корпусу с помощью одностепенного шарнира, и антенны, закрепленной жестко (рис. 1).

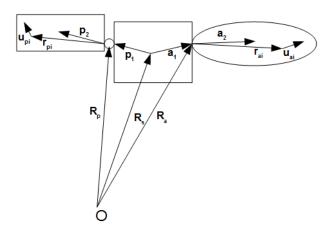


Рис. 1. Общая схема КА с НЭК

На рис. 1 \mathbf{r}_{pi} , \mathbf{r}_{ai} — радиус-векторы i-х точек панели и антенны относительно связанной с этим телом системы координат, начало которых помещено в точки, указанные на рис. 1; \mathbf{u}_i — смещения i-х точек тела, вызванные упругими деформациями.

Уравнения движения выводятся с помощью методики, описанной в работах [13–15]. Уравнения относительно абсолютной угловой скорости ω , амплитуд колебаний антенны и панели \mathbf{q}_a и \mathbf{q}_a имеют вил:

$$\mathbf{S} \begin{pmatrix} \dot{\boldsymbol{\omega}} \\ \ddot{\mathbf{q}}_{a} \\ \ddot{\mathbf{q}}_{p} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\boldsymbol{\omega} \times \mathbf{J}_{s} \boldsymbol{\omega} + \mathbf{T}_{s} - \mathbf{N}_{\omega a} - \mathbf{f}_{\omega a} - \mathbf{N}_{\omega p} - \mathbf{f}_{\omega p} \\ -\mathbf{f}_{a} - \mathbf{N}_{a} \\ -\mathbf{f}_{p} - \mathbf{N}_{p} \end{pmatrix}. (1)$$

Здесь матрица S – положительно определенная симметричная матрица, зависящая от параметров и фазовых переменных [15], \mathbf{T}_s – главный момент всех сил, действующих на космический аппарат относительно центра масс корпуса (сюда входит и управляющий момент), \mathbf{J}_s – тензор инерции аппарата, члены $\mathbf{N}_{\omega a}$, $\mathbf{N}_{\omega p}$, \mathbf{N}_a , \mathbf{N}_p – величины, зависящие нелинейно от параметров и фазовых переменных, а $\mathbf{f}_{\omega a}$, $\mathbf{f}_{\omega p}$, \mathbf{f}_a , \mathbf{f}_p определяются силами, действующими на аппарат. Эти уравнения дополняются кинематическими соотношениями для кватерниона ориентации:

$$\dot{\lambda}_0 = -\frac{1}{2}(\omega, \lambda),$$

$$\dot{\lambda} = \frac{1}{2}(\lambda_0 \omega + \lambda \times \omega).$$



Сюда не входит уравнение для переменной, задающей угловое положение панели, так как полагается, что поворот этого элемента задается независимо. Описанная нелинейная модель используется для проведения моделирования. Управление строится на основе линеаризованной в окрестности требуемого положения модели:

$$\dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}\mathbf{u} \,, \tag{2}$$

$$\mathbf{x} = \begin{pmatrix} \mathbf{\omega} \\ \mathbf{V}_q \\ \mathbf{\lambda} \\ \mathbf{q} \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{A} = \begin{pmatrix} \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times n} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{J}^{-1}\mathbf{S}_q \left(\mathbf{M} - \mathbf{S}_q^T \mathbf{J}^{-1}\mathbf{S}_q\right)^{-1} \mathbf{\Omega} \\ \mathbf{0}_{n\times3} & \mathbf{0}_{n\times n} & \mathbf{0}_{n\times3} & -\left(\mathbf{M} - \mathbf{S}_q^T \mathbf{J}^{-1}\mathbf{S}_q\right)^{-1} \mathbf{\Omega} \\ \frac{1}{2} \mathbf{E}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times n} & \mathbf{0}_{3\times3} & \mathbf{0}_{3\times n} \\ \mathbf{0}_{n\times3} & \mathbf{E}_{n\times n} & \mathbf{0}_{n\times3} & \mathbf{0}_{n\times n} \end{pmatrix},$$

$$\mathbf{B} = \begin{pmatrix} \mathbf{J}^{-1} \left(\mathbf{E}_{3x3} + \mathbf{S}_q \left(\mathbf{M} - \mathbf{S}_q^T \mathbf{J}^{-1} \mathbf{S}_q \right)^{-1} \mathbf{S}_q^T \mathbf{J}^{-1} \right) \\ - \left(\mathbf{M} - \mathbf{S}_q^T \mathbf{J}^{-1} \mathbf{S}_q \right)^{-1} \mathbf{S}_q^T \mathbf{J}^{-1} \\ \mathbf{0}_{3\times3} \\ \mathbf{0}_{n\times3} \end{pmatrix}.$$

Рассматриваются два источника возмущений: гравитационный момент и постоянный момент величиной $8\cdot10^{-4}$ H·м, отражающий работу двигателя малой тяги и момент сил солнечного давления.

2. Алгоритмы управления KA c HЭK

В работе используются алгоритмы из класса линейно-квадратичных. Они обеспечивают асимптотическую устойчивость требуемых движений и при этом позволяют ограничивать управление подбором коэффициентов. Управление строится на основе линеаризованной невозмущенной модели. Заметим, что рассматривается задача ориентации КА с НЭК после стабилизации. То есть, угловые скорости корпуса КА и отклонения нежестких элементов находятся в линейном приближении. Нелинейными являются углы ориентации (компоненты кватерниона). Гравитационный момент при формировании управления не учитывается, поскольку рассматривается движение КА на геостационарной орбите.

Линейно-квадратичный регулятор минимизирует функционал вида:

$$\mathbf{J} = \int_{0}^{\infty} (\mathbf{x}^{T} \mathbf{Q} \mathbf{x} + \mathbf{u}^{T} \mathbf{R} \mathbf{u}) dt.$$

Алгоритм одновременно позволяет минимизировать как вектор состояния \mathbf{x} (отклонение от требуемой ориентации), так и вектор управления \mathbf{u} . Положительно определенные весовые матрицы \mathbf{Q} и \mathbf{R} являются параметрами алгоритма. В этом случае управление задается выражением:

$$\mathbf{u} = -\mathbf{R}^{-1}\mathbf{B}^T\mathbf{P}\mathbf{x},\tag{3}$$

где Р – решение матричного уравнения Риккати:

$$\mathbf{A}^T \mathbf{P} + \mathbf{P} \mathbf{A} - \mathbf{P} \mathbf{B} \mathbf{R}^{-1} \mathbf{B}^T \mathbf{P} + \mathbf{Q} = 0.$$

Алгоритм (3) обеспечивает не только асимптотическую устойчивость нулевого положения равновесия с учетом колебательных координат, но и позволяет ограничить управление за счет выбора матрицы **R**. Главный недостаток метода – требование линейного приближения, то есть алгоритм эффективно работает только с линейной системой. Однако, в случае рассматриваемой системы это допустимо, так как полагается, что начальная угловая скорость мала и динамические уравнения (1) фактически линейные.

Линейно-квадратичное управление предполагает знание амплитуд колебаний, что не всегда возможно. По этой причине также рассматривается модификация ЛКР. Система (1) может быть записана в виде [16; 17]:

$$\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{A}_{\omega} \mathbf{y} + \mathbf{A}_{\omega q} \mathbf{z} + \mathbf{B}_{\omega} \mathbf{u},$$

$$\dot{\mathbf{z}} = \mathbf{A}_{qq} \mathbf{z} + \mathbf{B}_{q} \mathbf{u},$$
(4)

где переменная **у** задает ориентацию корпуса, переменная **z** характеризует колебания НЭК. Квадратичный функционал алгоритма ЛКР перепишется в виде:

$$\mathbf{J} = \int_{0}^{\infty} (\mathbf{y}^{T} \mathbf{Q}_{\mathbf{y}} \mathbf{y} + \mathbf{z}^{T} \mathbf{Q}_{z} \mathbf{z} + \mathbf{u}^{T} \mathbf{R} \mathbf{u}) dt.$$

Вид уравнений (4) позволяет построить управление так, чтобы не возбуждать моды колебаний. Для этого достаточно потребовать:

$$0 = \dot{\mathbf{z}} = \mathbf{A}_{qq} \mathbf{z} + \mathbf{B}_{q} \mathbf{u}.$$

При выполнении этого условия уравнения принимают вид:

$$\dot{\mathbf{y}} = \mathbf{A}_{\omega} \mathbf{y} + \left(\mathbf{B}_{\omega} - \mathbf{A}_{\omega q} \mathbf{A}_{qq}^{-1} \mathbf{B}_{q} \right) \mathbf{u},$$

а в функционал добавится слагаемое, которое отвечает за минимизацию воздействия на моды колебаний (второе слагаемое во второй части):

$$\mathbf{J} = \int_{0}^{\infty} \left(\mathbf{y}^{T} \mathbf{Q}_{\mathbf{y}} \mathbf{y} + \mathbf{u}^{T} \left(\mathbf{R} + \left(\mathbf{A}_{qq}^{-1} \mathbf{B}_{q} \right)^{T} \mathbf{Q}_{z} \mathbf{A}_{qq}^{-1} \mathbf{B}_{q} \right) \mathbf{u} \right) dt.$$

Вводя обозначения:

$$\mathbf{R}_{x} = \mathbf{R} + \left(\mathbf{A}_{qq}^{-1}\mathbf{B}_{q}\right)^{T}\mathbf{Q}_{z}\mathbf{A}_{qq}^{-1}\mathbf{B}_{q}, \ \mathbf{B}_{x} = \mathbf{B}_{\omega} - \mathbf{A}_{\omega q}\mathbf{A}_{qq}^{-1}\mathbf{B}_{q},$$

получаем редуцированный алгоритм ЛКР:

$$\mathbf{u} = -\mathbf{R}_{r}^{-1}\mathbf{B}_{r}^{T}\mathbf{P}\mathbf{y},$$

где Р – решение уравнения Риккати:

$$\mathbf{A}_{\omega}^{T}\mathbf{P} + \mathbf{P}\mathbf{A}_{\omega} - \mathbf{P}\mathbf{B}_{x}\mathbf{R}_{x}^{-1}\mathbf{B}_{x}^{T}\mathbf{P} + \mathbf{Q}_{y} = 0.$$

При постоянных матрицах системы \mathbf{A}_{ω} и управления \mathbf{B}_{x} уравнение Риккати достаточно решить один раз. Если же матрицы меняются квазистационарно, как в рассматриваемом случае, то можно иметь несколько значений матрицы \mathbf{P} для разных углов поворота панели.

3. Определение состояния КА и НЭК на орбите

Для оценки состояния в режиме реального времени используются звездный датчик и ДУС. Обработка их данных в режиме реального времени проводится с помощью расширенного фильтра Калмана, который дает наилучшую оценку вектора состояния по среднеквадратическому критерию [18; 19]. Фильтр Калмана можно использовать для работы с нелинейными моделями как самой динамической системы, так и измерений. Частота получения измерений равна 4 Гц. Ошибки измерений моделируются в виде несмещенной нормально распределенной случайной величины со среднеквадратическими отклонениями для звездного датчика и ДУСа: σ_{λ} =2·10⁻⁵ и σ_{ω} =1·10⁻⁴ град/с, соответственно.

Полагается, что в модели движения присутствуют возмущения, т.е. модель движения не точная. Пусть возмущения действуют как на корпус аппарата, так и на НЭК. В качестве модели возмущений используется случайная нормально распределенная несмещенная величина со следующими среднеквадратическими отклонениями:

$$\sigma_{\dot{\alpha}} = 1 \cdot 10^{-8} \, \text{град} / c^2, \, \sigma_{\ddot{a}} = 1 \cdot 10^{-4},$$

где $\sigma_{\dot{\omega}}$ – среднеквадратическое отклонение возмущения, действующего на корпус аппарата, а $\sigma_{\dot{q}}$ – среднеквадратическое отклонение, действующее на НЭК.

Стоит отметить, что при проведении численного исследования количество оцениваемых мод колебаний неизбежно ограничено. По объективным причинам динамика системы с учетом большого числа мод не может быть реализована на бортовом компьютере КА, поэтому во внимание принимаются только старшие моды, имеющие наибольшее влияние на движение корпуса КА и обладающие, как правило, низким естественным декрементом затухания. Влияние более высокочастотных мод на движение КА с НЭК можно при-

нять за возмущения, однако такой подход увеличит ошибки оценок вектора состояния. С другой стороны, уменьшение размерности оцениваемого вектора состояния уменьшит вычислительные затраты для бортового компьютера КА. При этом оказывается, что добавление дополнительных средств определения состояния НЭК, например, камеры, не обязательно положительно сказывается на общей точности определения состояния КА с НЭК. Это связано с тем, что наблюдения НЭК дают результат для полной модели с «бесконечным» числом мод. В алгоритме определения, однако, учитывается лишь несколько старших мод. В результате алгоритм пытается приписать видимые отклонения НЭК лишь имеющимся в его распоряжении модам, создавая при этом дополнительную ошибку.

4. Моделирование работы замкнутого контура управления КА с НЭК

Совместное моделирование алгоритмов управления и определения состояния проводилось для алгоритма управления ЛКР. Для редуцированного ЛКР измерения звездного датчика и ДУСа использовались напрямую. Условия для моделирования задавались следующими:

$$\omega = (0.02 \quad 0.01 \quad 0.03)$$
 град/с; $\Lambda = (0.5 \quad 0.5 \quad 0.5 \quad -0.5);$

$$q_a = (0.1 \quad 0.1 \quad 0.1 \quad 0.1 \quad 0.1), \quad q_n = (0.1 \quad 0.1).$$

Численное интегрирование проводилось с шагом 1/8 секунды.

Линейно-квадратичное управление

Как было сказано ранее, закон управления (3) требует определения как ориентации корпуса аппарата, так и амплитуды мод колебаний. Для решения этой задачи используется фильтр Калмана. При этом проводится моделирование замкнутого контура управления в случае, когда число мод в модели системы равно $n_a = 7, n_p = 2$, тогда как при оценке в фильтре Калмана подразумевается $n_a = 5, n_p = 1$. То есть, рассмотрен случай частичного знания мод колебаний, причем для панели, более жесткой, учитывается лишь одна главная мода колебаний. Результаты моделирования приведены на рис. 2—4.

На рис. 2 представлены три компоненты векторной части кватерниона ориентации корпуса космического аппарата. В правой верхней части для компоненты q_3 можно более подробно видеть точность конечной стабилизации (около 10^{-5} по векторной части кватерниона, то есть 4 угловые секунды) и точность показаний звездного датчика.



Ниже представлена ошибка оценки кватерниона с помощью фильтра Калмана. Видно, что его использование позволяет снизить ошибку примерно в десять раз. Однако, показания звездного датчика достаточно точны для того, чтобы использовать их напрямую без обработки, что и делается при построении редуцированного ЛКР.

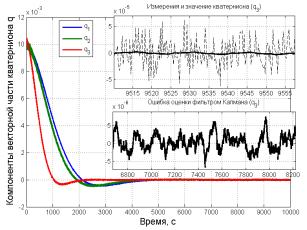


Рис. 2. Кватернион ориентации корпуса

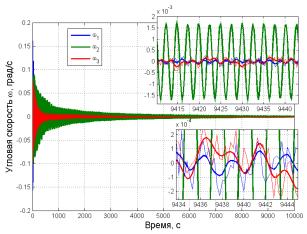


Рис. 3. Угловая скорость корпуса

Точность стабилизации достигает $3 \cdot 10^{-5}$ с⁻¹ по угловой скорости. Подробнее можно видеть точность показаний ДУСа.

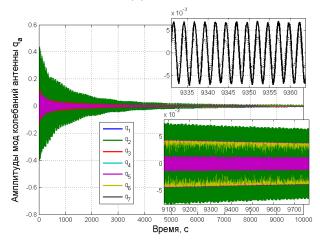


Рис. 4. Моды колебаний антенны

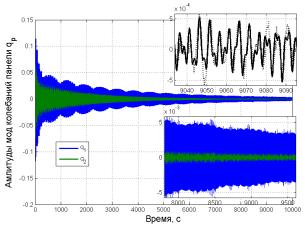


Рис. 5. Моды колебаний панели

На рис. 4 и 5 видно, что полное демпфирование собственных колебаний антенны и панели занимает длительное время, но в целом система ориентации справляется с поставленной задачей. Интересно заметить, что определение состояния панели и антенны, подробно изображенное на рис. 4 и 5 для одной из мод, имеет достаточно высокую точность.

Важным результатом является ограничение управляющего момента. Алгоритм управления включается только после достижения заданного интервала ошибок оценок фильтра Калмана, а коэффициенты управления выбираются с помощью итеративной процедуры в зависимости от начальных условий. При этом меняется только матрица **R**: при превышении допустимого управления ее диагональные элементы увеличиваются в 10 раз. За счет этого достигается ограничение на величину управляющего воздействия двигателей-маховиков 0,4 Н·м.

Редуцированное линейно-квадратичное управление

Опираясь на рис. 2, для редуцированного ЛКР будем напрямую использовать показания звездного датчика и ДУСа. Результаты моделирования представлены на рис. 6—8 для аппарата, имеющего 7 мод колебаний антенны и 2 моды колебаний панели (имеется информация о 5 и 1 моде соответственно).

Сравнение рис. 2 и 6 показывает, что относительно классического ЛКР значительно ухудшается быстродействие. Точность конечной стабилизации также велика и составляет 2,5·10⁻⁴ по одной из компонент. Заметим, что точность стабилизации можно было бы улучшить. Ошибка вызвана, в первую очередь, постоянным возмущающим моментом, в данном случае действующим по одной оси (именно по этой оси ошибка ориентации больше). При этом в моделировании изменяется величина элементов весовой матрицы, отражающая штраф за ошибку ориентации. В начале их величина снижена, чтобы обеспечить ограничение

на величину управляющего момента, затем, после обеспечения стабилизации аппарата и мод колебаний, вклад ошибки ориентации в функционал увеличивается для достижения требуемой ориентации с высокой точностью.

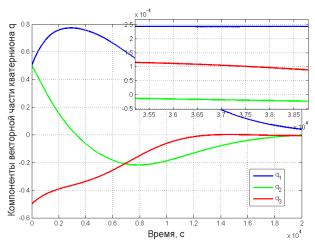


Рис. 6. Кватернион ориентации корпуса

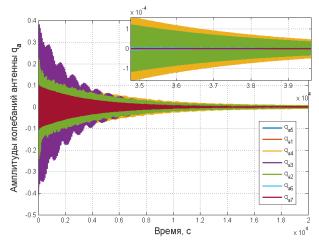


Рис. 7. Моды колебаний антенны

Сравнение рис. 4 и 7 показывает, что успокоение колебаний антенны происходит медленнее при использовании редуцированного ЛКР. То же относится к рис. 5 и 8, показывающим успокоение колебаний панели. В целом задача стабилизации решается редуцированным ЛКР, но производительность его хуже. Важным достоинством этого подхода является значительное уменьшение вычислительной сложности по сравнению с обычным ЛКР, так как, во-первых, размерность фазового вектора меньше и, как следствие, матрица в уравнении Риккати имеет размер 6×6 (вместо 18×18), а вовторых, нет необходимости использовать фильтрацию, что существенно снижает вычислительные затраты. Сравнительные вычисления показывают, что функция, реализующая фильтр Калмана, работает около 300 секунд при моделировании на интервале 2000 секунд, ЛКР при этом работает около 30 секунд. В случае редуцированного ЛКР функция управления работает около 20 секунд, а измерения подаются напрямую. Таким образом, ЛКР с фильтром Калмана требует в 16,5 раз больше вычислительного времени, чем редуцированный ЛКР.

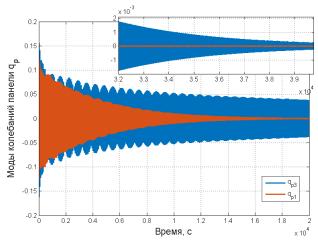


Рис. 8. Моды колебаний панели

Заключение

В работе рассмотрены алгоритмы определения состояния и управления угловым движением космического аппарата с двумя нежесткими элементами – вращающейся солнечной панелью и крупногабаритной антенной. Показано, что возможна стабилизация аппарата с гашением собственных колебаний нежестких конструкций с помощью датчиков и исполнительных элементов, установленных только на корпусе аппарата. При этом предполагается нулевой декремент затухания собственных колебаний конструкции. Предложен алгоритм, не требующий оценки состояния конструкции и не возбуждающий колебаний в ней. Последний, обеспечивая меньшие точность и быстродействие системы ориентации, значительно снижает нагрузку на бортовой вычислитель.

Список литературы

- [1] Баничук Н. В., Карпов И. И., Климов Д. М., Маркеев А. П., Соколов Б. Н., Шаранюк А. В. Механика больших космических конструкций. М. : Факториал, 1997. 302 с.
- [2] Junkins J., Kim Y. Introduction to Dynamics and Control of Flexible Structures. Washington: AIAA Education Series, 1993. 452 p.
- [3] Ivanov D., Koptev M., Ovchinnikov M., Tkachev S., Proshunin N., Shachkov M. Flexible microsatellite mock-up docking with non-cooperative target on planar air bearing test bed // Acta Astronaut, 2018, vol. 158, pp. 357–366.



- [4] Gasbarri P., Monti. R., de Angelis C., Sabatini M. Effects of uncertainties and flexible dynamic contributions on the control of a spacecraft full-coupled model // Acta Astronaut, 2014, vol. 94, issue 1, pp. 515–526.
- [5] da Fonseca I. M., Bainum P. M., da Silva A. R. Structural control interaction for an LSS attitude control system using thrusters and reaction wheels // Acta Astronaut, 2007, vol. 60, no. 10–11, pp. 865–872.
- [6] Hughes P. C., Abdel-Rahman T. M. Stability of Proportional-Plus-Derivative-Plus-Integral Control of Flexible Spacecraft // J. Guid. Control. Dyn., 1979, vol. 2, no. 6, pp. 499–503.
- [7] Wang S. J., Cameron J. M. Dynamics and control of a large space antenna // J. Guid. Control. Dyn., 1984, vol. 7, no. 1, pp. 69–76.
- [8] Hu Q. Variable structure maneuvering control with time-varying sliding surface and active vibration damping of flexible spacecraft with input saturation // Acta Astronaut, 2009, vol. 64, no. 11–12, pp. 1085–1108.
- [9] Сомов Е. Робастная стабилизация упругих космических аппратов при неполном дискретном измерении и запаздывании в управлении // Известия РАН. Теория и системы управления. 2001. № 2. С. 124–143.
- [10] Gasbarria P., Montia R., Campolo G., Toglia Ch. Control-oriented modelization of a satellite with large flexible appendages and use of worst-case analysis to verify robustness to model uncertainties of attitude control // Acta Astronaut, 2012, vol. 81, no. 1, pp. 214–226.
- [11] Wang W., Menon P., Bates D., Bennani S. Verification and Validation of Attitude and Orbit Control Systems for Flexible Satellites // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 2009.
- [12] Wang S. J., Lin Y. H., Ih C.-H. C. Dynamics and control of a Shuttle-attached antenna experiment // J. Guid. Control. Dyn., 1985, vol. 8, no. 3, pp. 344–353.
- [13] Santini P., Gasbarri P. General background and approach to multibody dynamics for space applications // Acta Astronaut, 2009, vol. 64, no. 11–12, pp. 1224–1251.
- [14] Meirovitch L., Quinn R. D. Equations of Motion for Maneuvering Flexible Spacecraft // J. Guid. Control, 1987, vol. 10, no. 5, pp. 453–465.
- [15] Ovchinnikov M. Yu., Tkachev S. S., Roldugin D. S., Nuralieva A. B., Mashtakov Y. V. Angular motion equations for a satellite with hinged flexible solar panel // Acta Astronaut, 2016, vol. 128, pp. 534–539.
- [16] Sesak J. R., Coradetti T. Decentralized Control of Large Space Structures via Forced Singular Perturbation // AIAA 17th Aerospace Sciences Meeting, New Orleans, 1979.
- [17] Sesak J. R. Control of Large Space Structures via Singular Perturbation Optimal Control // AIAA Conf. on Space Platforms: Future Needs and Capabilities, Los Angeles, 1978.
- [18] Ivanov D. S., Ovchinnikov M. Yu, Ivlev N. A., Karpenko S. O. Analytical study of microsatellite attitude determination algorithms // Acta Astronaut, 2015, vol. 116, pp. 339–348.
- [19] Иванов Д. С., Меус С. В., Овчинников А. В., Овчинников М. Ю., Шестаков С. А., Якимов Е. Н. Методы определения колебательных параметров космических аппаратов с гибкими элементами конструкции // Известия РАН. Теория и системы управления. 2017. № 1. С. 98–115.

ATTITUDE CONTROL AND DETERMINATION ALGORITHMS FOR THE SPACECRAFT WITH TWO FLEXIBLE APPENDAGES

D. S. Ivanov¹, S. V. Meus², A. B. Nuralieva¹, A. V. Ovchinnikov²,
 M. Yu. Ovchinnikov¹, D. S. Roldugin¹, S. S. Tkachev¹,
 A. I. Shestoperov¹, S. A. Shestakov¹, E. N. Yakimov²

¹ Keldysh Institute of Applied Mathematics of RAS, Moscow, Russian Federation ² JSC Academician M. F. Reshetnev Information Satellite Systems, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

The paper covers the attitude control and determination algorithms of the satellite equipped with two flexible appendages. One of the appendages is an antenna. It is connected to the satellite bus inelastically. The antenna itself is a major disturbance factor. Its dimensions by far exceed the dimensions of the bus, and the eigen frequencies of the antenna oscillations are low. The second appendage is a solar panel. The spacecraft moves on the geostationary orbit. The panel is connected via the one degree of freedom hinge. It rotates with the constant rate to provide continuous solar panel attitude towards the Sun. Attitude control

and determination is achieved with the hardware installed on the satellite bus only. Moreover, the oscillations of the flexible elements have no natural damping. The control and determination algorithms are provided that stabilize the satellite bus and reduce the flexible appendages oscillations alongside. Special control algorithm is proposed that does not excite the oscillations and lowers the computational burden on the onboard computer. Different eigen forms are considered to represent the error in the appendages models.

Keywords: spacecraft, attitude control, flexible appendages, finite element model, eigen forms.

References

- [1] Banichuk N. V., Karpov I. I., Klimov D. M., Markeev A. P., Sokolov B. N., Sharanyuk A. V. *Mekhanika bol'shih kosmicheskih konstrukcij* [Mechanics of large space structures]. Moscow, Factorial, 1997, 330 p. (In Russian)
- [2] Junkins J., Kim Y. Introduction to Dynamics and Control of Flexible Structures. Washington: AIAA Education Series, 1993. 452 p.
- [3] Ivanov D., Koptev M., Ovchinnikov M., Tkachev S., Proshunin N., Shachkov M. Flexible microsatellite mock-up docking with non-cooperative target on planar air bearing test bed // Acta Astronaut, 2018, vol. 158, pp. 357–366.
- [4] Gasbarri P., Monti. R., de Angelis C., Sabatini M. Effects of uncertainties and flexible dynamic contributions on the control of a spacecraft full-coupled model // Acta Astronaut, 2014, vol. 94, issue 1, pp. 515–526.
- [5] da Fonseca I. M., Bainum P. M., da Silva A. R. Structural control interaction for an LSS attitude control system using thrusters and reaction wheels // Acta Astronaut, 2007, vol. 60, no. 10–11, pp. 865–872.
- [6] Hughes P. C., Abdel-Rahman T. M. Stability of Proportional-Plus-Derivative-Plus-Integral Control of Flexible Spacecraft // J. Guid. Control. Dyn., 1979, vol. 2, no. 6, pp. 499–503.
- [7] Wang S. J., Cameron J. M. Dynamics and control of a large space antenna // J. Guid. Control. Dyn., 1984, vol. 7, no. 1, pp. 69–76.
- [8] Hu Q. Variable structure maneuvering control with time-varying sliding surface and active vibration damping of flexible spacecraft with input saturation // Acta Astronaut, 2009, vol. 64, no. 11–12, pp. 1085–1108.
- [9] Somov E. Robastnaya stabilizaciya uprugih kosmicheskih appratov pri nepolnom diskretnom izmerenii i zapazdyvanii v upravlenii [Robust stabilization of elastic space devices with incomplete discrete measurement and delay in control] // Bulletin of the Russian Academy of Sciences. Theory and control systems, 2001, no. 2, pp. 124–143. (In Russian)
- [10] Gasbarria P., Montia R., Campolo G., Toglia Ch. Control-oriented modelization of a satellite with large flexible appendages and use of worst-case analysis to verify robustness to model uncertainties of attitude control // Acta Astronaut, 2012, vol. 81, no. 1, pp. 214–226.
- [11] Wang W., Menon P., Bates D., Bennani S. Verification and Validation of Attitude and Orbit Control Systems for Flexible Satellites // AIAA Guidance, Navigation and Control Conference, 2009.
- [12] Wang S. J., Lin Y. H., Ih C.-H. C. Dynamics and control of a Shuttle-attached antenna experiment // J. Guid. Control. Dyn., 1985, vol. 8, no. 3, pp. 344–353.
- [13] Santini P., Gasbarri P. General background and approach to multibody dynamics for space applications // Acta Astronaut, 2009, vol. 64, no. 11–12, pp. 1224–1251.
- [14] Meirovitch L., Quinn R. D. Equations of Motion for Maneuvering Flexible Spacecraft // J. Guid. Control, 1987, vol. 10, no. 5, pp. 453–465.
- [15] Ovchinnikov M. Yu., Tkachev S. S., Roldugin D. S., Nuralieva A. B., Mashtakov Y. V. Angular motion equations for a satellite with hinged flexible solar panel // Acta Astronaut, 2016, vol. 128, pp. 534–539.
- [16] Sesak J. R., Coradetti T. Decentralized Control of Large Space Structures via Forced Singular Perturbation // AIAA 17th Aerospace Sciences Meeting, New Orleans, 1979.
- [17] Sesak J. R. Control of Large Space Structures via Singular Perturbation Optimal Control // AIAA Conf. on Space Platforms: Future Needs and Capabilities, Los Angeles, 1978.
- [18] Ivanov D. S., Ovchinnikov M. Yu, Ivlev N. A., Karpenko S. O. Analytical study of microsatellite attitude determination algorithms // Acta Astronaut, 2015, vol. 116, pp. 339–348.
- [19] Ivanov D. S., Ovchinnikov M. Y., Shestakov S. A., Meus S. V., Ovchinnikov A. V., Yakimov E. N. Methods for the vibration determination and parameter identification of spacecraft with flexible structures // Journal of Computer and Systems Sciences International, 2017, vol. 56, no. 2, pp. 311–327.

УДК 629.78:539.4 DOI 10.26732/2618-7957-2019-3-140-148

РАСЧЕТНО-ЭКСПЕРИМЕНТАЛЬНАЯ ОЦЕНКА ПРОЧНОСТИ И ПРЕДЕЛЬНЫХ СОСТОЯНИЙ КОМПОЗИТНЫХ КОНСТРУКЦИЙ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

В. В. Москвичев, А. М. Лепихин, А. Е. Буров ⊠, С. В. Доронин, Е. В. Москвичев

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

Современные полимерные композиционные материалы, обладающие высокими удельными характеристиками прочности и жесткости, позволяют создавать прочные, долговечные и геометрически стабильные космические конструкции. Для расширения сфер использования композиционных материалов и повышения конкурентоспособности космических конструкций необходимо дальнейшее совершенствование методов проектирования с широким использованием методов многомасштабного вычислительного моделирования процессов деформирования и разрушения. В работе представлены результаты анализа прочности и размерной стабильности конструкций из полимерных композиционных материалов. Рассматриваются металлокомпозитный бак высокого давления для электрореактивных двигательных установок и конструкции прецизионных рефлекторов антенн космического и наземного базирования. Изложены методики и результаты экспериментальных и расчетных исследований напряженно-деформированных и предельных состояний конструкций. Описаны методы и средства неразрушающего контроля, результаты анализа напряженно-деформированного состояния и натурных испытаний конструкции бака. Даны обобщенные оценки несущей способности конструкций рефлекторов в заданных условиях эксплуатации.

Ключевые слова: композитные конструкции, прочность, ресурс, экспериментальные исследования, численный анализ, напряженно-деформированное состояние.

Введение

В конструкциях космических аппаратов все более широкое применение получают полимерные композиционные материалы (ПКМ). Основным достоинством ПКМ является то, что они обладают высокой удельной прочностью и жесткостью, стабильностью геометрических размеров, коррозионной стойкостью и стойкостью к воздействию факторов космического пространства. Существующие технологии позволяют получать композиционные и металлокомпозитные конструкции и изделия сложной формы с высокими рабочими характеристиками. В то же время конструкции из ПКМ имеют существенную неоднородность структуры и физико-механических свойств компонентов. Данные факторы оказывают существенное влия-

ние на процессы зарождения и накопления повреждений ПКМ, что приводит к снижению прочности, жесткости и размерной стабильности конструкций. Для оценки роли неоднородности требуется решение сложных расчетно-экспериментальных задач анализа напряженно-деформированных состояний, характера и уровней поврежденности, условий наступления. В данной статье представлен методический подход к решению указанных задач на примере конструкций металлокомпозитного бака высокого давления и рефлекторов космических и наземных антенн, разрабатываемых и используемых в АО «ИСС». Исследования выполнялись в рамках проектов Федеральных целевых программ «Разработка научно-методической базы и технологий обеспечения качества, надежности и безопасности металлокомпозитных баков высокого давления для перспективных электрореактивных двигателей космических аппаратов» и «Расчетноэкспериментальные исследования механики деформирования, предельных состояний и надежно-

[⊠] aeburov@ict.nsc.ru

[©] Москвичев В. В., Лепихин А. М., Буров А. Е., Доронин С. В., Москвичев Е. В., 2019

Расчетно-экспериментальная оценка прочности и предельных состояний композитных конструкций

сти конструкций рефлекторов наземных и космических антенн из интеллектуальных полимерных композиционных материалов».

1. Анализ прочности и предельных состояний металлокомпозитного бака высокого давления

Металлокомпозитный бак высокого давления (МКБВД) используется в электрореактивных двигательных установках космических аппаратов и предназначен для хранения рабочего тела (ксенона) при давлениях свыше 7,8 МПа. Конструкция МКБВД представляет собой осесимметричную эллипсоидную оболочку вращения, состоящую из тонкостенного металлического сосуда (лейнера) и композитной оболочки (рис. 1). Лейнер представляет собой тонкостенную сварную емкость из титанового сплава BT1-0, состоящую из двух днищ переменной толщины на подкладном кольце и фланцев. Оболочка изготавливается методом непрерывной намотки на лейнер пакетов угольных волокон ISM60, пропитанных связующим ЭД-И ТУ В3-774-2010 [1; 2]. Цель исследований МКБВД заключалась в анализе научных, конструкторских и технологических проблем, обосновании и решении теоретических, расчетных и экспериментальных задач обеспечения прочности, надежности и безопасности конструкции. Комплекс исследовательских задач включал расчетно-экспериментальный анализ напряженно-деформированных состояний (НДС) и предельных состояний (ПС), разработку моделей деформирования и разрушения, определение характеристик механических свойств конструкционных материалов, критических давлений нарушения герметичности и разрушений МКБВД, оценку фактических коэффициентов запасов прочности бака.

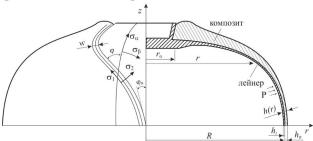
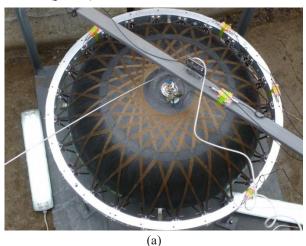


Рис. 1. Комбинированная оболочка вращения, полученная методом непрерывной намотки

Для исследования особенностей деформирования и разрушения МКБВД были проведены уникальные пневматические испытания баков с проведением визуального, измерительного и акустико-эмиссионного (АЭ) контроля их состояния, вплоть до момента разрушения [3]. Методика экспериментальных исследований включала испытания

на прочность до разрушения при кратковременном статическом нагружении и ресурсные испытания при длительном статическом и циклическом нагружении. Было испытано 15 образцов МКБВД до разрушения, 1 образец при длительном статическом нагружении и 1 образец при циклическом нагружении. Испытания проводились с использованием специально разработанных испытательных стендов (рис. 2).



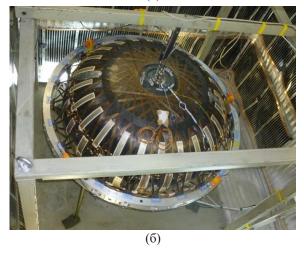


Рис. 2. Общий вид МКБВД перед испытаниями: а – в бункере для испытаний до разрушения; б – в боксе для испытаний на длительную прочность

Испытания на прочность до разрушения Результаты испытаний на прочность до разрушения позволили установить виды ПС, механизмы и условия их достижения [3; 4]. ПС в виде нарушения герметичности обусловлено разрушением сварных соединений расходного фланца с днищем лейнера. Металлографическими исследованиями было установлено, что разрушение соединений произошло по механизму исчерпания прочностных свойств металла зоны термического влияния. С учетом этого были проведены изменения конструкции фланцев и силовой оболочки, что позволило существенно повысить жесткость и прочность баков. В результате удалось исключить по-



терю герметичности и обеспечить достижение ПС в виде полного разрушения МКБВД при нагрузках, существенно превышающих расчетные уровни.

Анализ данных АЭ контроля МКБВД в процессе испытаний показал, что при давлении свыше 0,5 от рабочего давления (P_{pab}) фиксируется нарастающее число АЭ источников от датчиков на композитной оболочке [5]. При давлении выше P_{pab} отмечаются АЭ сигналы, обусловленные растрескиванием матрицы и скольжением слоев композитной оболочки. В диапазоне давлений $(1,5-1,7)P_{pab}$ были выявлены критические источники АЭ III класса, связанные с процессами разрушения волокон композита и формированием локальных кластеров повреждений. При дальнейшем повышении давления (свыше $2P_{pab}$) фиксировались катастрофические источники АЭ IV класса, обусловленные процессами развития очаговых повреждений с множественными разрывами волокон. За несколько секунд до разрушения отмечался резкий рост суммарной активности по каналу АЭ датчика на фланце лейнера. Наиболее вероятным источником такой активности можно считать процесс разрушения лейнера.

Помимо испытаний МКБВД были проведены гидравлические испытания лейнера на прочность. Разрушение лейнера произошло в зоне максимальных напряжений в области фланца. Полученное давление разрушения (20 МПа) свидетельствует о существенном запасе прочности конструкции лейнера.

Результаты испытаний на длительную прочность

Испытания на длительную прочность проводились в течение 2-х лет в два этапа. На первом этапе МКБВД был нагружен до $P_{pa\delta}$ и выдерживался при этом давлении в течение года. На втором этапе бак был «догружен» до давления $1,25P_{pa\delta}$ и выдерживался при этом давлении в течение еще одного года. Испытания проводились в специальной камере с контролируемыми и автоматически поддерживаемыми параметрами внешней среды и давления в баке. В процессе нагружения и выдержки МКБВД под давлением проводился контроль герметичности, АЭ-контроль, измерения перемещений, тензометрирование для оценки напряженно-деформированного состояния.

Анализ результатов испытаний показал, что существенных изменений напряженно-деформированного состояния не наблюдается. Инструментальными средствами и акустико-эмиссионным контролем не зафиксированы процессы нарушения герметичности и развития повреждений в материале МКБВД. Результаты тензометрирования свидетельствуют о незначительном перераспределении и релаксации напряжений в композитной оболочке. Таким образом, каких-ли-

бо существенных тенденций, явно свидетельствующих о развивающихся процессах ползучести конструкции, не отмечено. Фиксируемый уровень деформаций в целом соответствует результатам расчетов [3; 4].

Результаты циклических испытаний

Испытания проводились на одном МКБВД в течение 82 циклов нагружения (принят 4-х кратный запас по числу циклов). В течение 70 циклов нагружения были выявлены незначительные изменения деформаций, указывающие на перераспределение напряжений в композиционном материале. При дальнейших циклах нагружения каких-либо тенденций в изменениях деформаций не наблюдалось. АЭ контроль МКБВД не выявил каких-либо существенных источников АЭ. Визуально-измерительным контролем бака после испытаний дефектов и повреждений конструкции не обнаружено.

Проведенные после циклического нагружения испытания бака на прочность с АЭ контролем до давления $2P_{pa\delta}$ показали отсутствие критических источников акустической эмиссии. На основании этого можно заключить, что предусмотренные конструкторской документацией циклические нагружения бака при технологических испытаниях не приводят к значимым процессам накопления повреждений и снижению прочности конструкции.

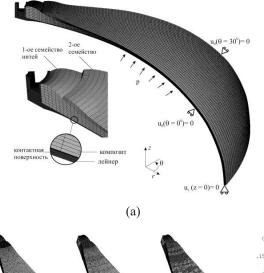
Численный анализ напряженнодеформированного состояния

Основная цель численного анализа заключалась в выявлении особенностей деформирования, накопления повреждений и разрушения МКБВД. Конечно-элементная модель представляла циклически повторяющийся 30° сегмент конструкции МКБВД, включающий герметизирующий лейнер и силовую композитную оболочку (рис. 3а).

С использованием разработанной модели были исследованы особенности прогрессирующего разрушения волокнистого композиционного материала оболочки бака [6-9]. Результаты моделирования накопления повреждений в композитной оболочке при возрастании давления представлены на рис. 36. Результаты показывают, что разрушение композитной оболочки начинается с растрескивания связующего в области полюсного утолщения. По мере увеличения нагрузки зоны повреждений матрицы распространяются в направлении экватора. При достижении критического уровня деформаций возникают повреждения в виде обрывов волокон. Накопление указанных повреждений приводит к снижению жесткости композитной оболочки, что проявляется в увеличении перемещений в осевом направлении и появлении пластических деформаций в лейнере. Дальнейшее накопление повреждений приводит к достижению

Расчетно-экспериментальная оценка прочности и предельных состояний композитных конструкций

одного из указанных выше предельных состояний МКБВД. Указанные результаты численного моделирования хорошо согласуются с результатами испытаний натурных образцов баков.



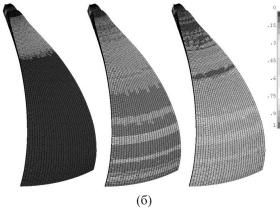


Рис. 3. Численная модель (a) и результаты моделирования эволюции повреждений композитной оболочки (б)

Выполненный комплекс расчетно-экспериментальных исследований МКБВД позволил сделать вывод о том, что разработанный МКБВД удовлетворяет заданным техническим требованиям и может быть использован в космических аппаратах с длительными сроками активного существования на орбите.

2. Анализ прочности композиционных конструкций прецизионных рефлекторов

В связи с развитием космической связи и навигации проектируются и исследуются перспективные прецизионные антенные рефлекторы из ПКМ. При этом возникают задачи обеспечения их геометрической стабильности в условиях длительного воздействия факторов космического пространства. В данном разделе представлены результаты исследований прочности и геометрической стабильности двух рефлекторов: прецизионного крупногабаритного рефлектора зеркаль-

ных антенн наземных систем связи (Изделие 1) и прецизионного трансформируемого рефлектора космических антенн (Изделие 2), создаваемых в АО «ИСС». Исследования выполнялись методами численного моделирования напряженно-деформированных и предельных состояний конструкций при заданных нагрузках и воздействиях [10–13].

Изделие 1 представляет собой крупногабаритный рефлектор зеркальной антенны диаметром до 12 м наземных систем связи нового поколения. Условия эксплуатации соответствуют группе 1.10 ГОСТ РВ 20.39.304-98. Характеристиками предельного состояния считаются деформация или повреждение силового каркаса или сегментов, неустранимые в эксплуатирующих организациях, и повреждение целостности внешнего покрытия сегментов. Условием отказа является превышение среднеквадратичческого отклонения (СКО) геометрии рабочей поверхности зеркала от теоретического профиля более 3 мм при равномерно распределенной ветровой нагрузке до 20 м/с.

Цель работ по Изделию 1 заключалась в исследовании напряженно-деформированных и предельных состояний и проведении оптимизации конструктивных решений. Для реализации этой цели были решены следующие задачи [10–18]:

- задача стационарной теплопроводности и термоупругости для исследования напряженно-деформированных состояний сегментов зеркала в условиях радиационно-конвективного теплообмена;
- задача внешней аэродинамики и упругого деформирования для напряженно-деформированных состояний сегментов зеркала и силового каркаса:
- анализ собственных частот и форм колебаний отдельных сегментов зеркала и рефлектора в сборе;
- численное моделирование напряженно-деформированного состояния конструкции при действии воздушного потока со скоростью 55 м/с, синусоидальной вибрации с амплитудой ускорений 40 м/с² в диапазоне частот от 1 до 80 Гц, акустического шума с амплитудой уровня звукового давления 100 дБ в диапазоне частот от 50 до 10000 Гц, механического удара одиночного действия с пиковым ударным ускорением 1000 м/c^2 и длительностью действия ударного ускорения 1 мс и 5 мс;
- исследование живучести типовых соединительных узлов силового каркаса.

Результаты исследований позволили определить поля напряжений и деформаций при рабочих нагрузках и воздействиях (рис. 4 и 5). Были определены амплитудно-частотные характеристики Изделия 1 (рис. 6) и напряженное состояние при ударных воздействиях (рис. 7).





Рис. 4. Распределение эквивалентных напряжений в сегментах зеркала при действии воздушного потока со скоростью 55 м/с

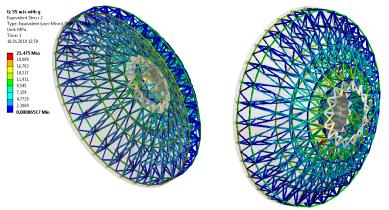


Рис. 5. Распределение эквивалентных напряжений в стержнях каркаса при действии воздушного потока со скоростью 55 м/с

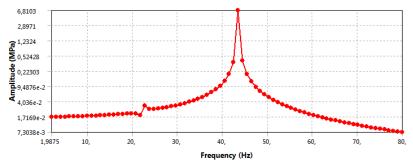


Рис. 6. Характерные расчетные амплитудно-частотные характеристики нормальных напряжений

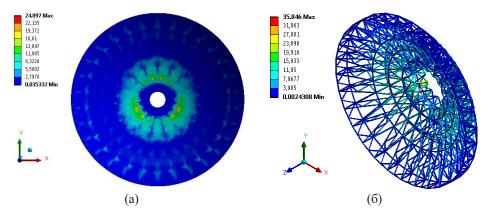


Рис. 7. Характерное распределение эквивалентных напряжений в сегментах зеркала (a) и силовом каркасе (б) при действии механического удара одиночного действия длительностью $\tau = 5$ мс

Расчетно-экспериментальная оценка прочности и предельных состояний композитных конструкций

• выполнен анализ предельных состояний

динамической прочности рефлектора, включая

расчет напряженно-деформированного состояния,

определение собственных частот и форм колеба-

рефлектора, определены их критерии и обоснованы коэффициенты запаса;

• выполнены прогнозные оценки ресурса и

• выполнены прогнозные оценки ресурса и параметров надежности, установленных техническими требованиями;

• на основе исследований геометрической стабильности обоснованы предложения по оптимизации конструкции рефлектора;

• проведен численный кинематический анализ рефлектора, определены законы движения звеньев кинематической модели при раскрытии антенны;

• разработаны рекомендации по обеспечению прочности формообразующей;

• определен и обоснован перечень конструктивных элементов, подлежащих макетированию.

Результаты расчетной оценки статической и динамической прочности рефлектора при заданных характеристиках механических свойств ПКМ и проектных нагрузках приведены на рис. 8. Выполнен расчет СКО от заданного профиля отражающей поверхности рефлектора для случаев раскрытия при наземных испытаниях и раскрытия в условиях космического пространства.

Был выполнен модальный расчет и расчет собственных частот и форм колебаний. Проведены прочностные расчеты при действии линейного ускорения, акустического шума, одиночного удара, синусоидальной и случайной вибрации. Результаты показали, что при заданных нагрузках и воздействиях расчетные напряжения не превышают экспериментальных пределов прочности для применяемых композиционных материалов с учетом коэффициентов безопасности.

Исследования геометрической стабильности рефлектора при температурных воздействиях в условиях космического пространства в диапазо-

На основании решения указанных задач были установлены зависимости характеристик геометрической стабильности, прочности, устойчивости структурных элементов от скорости, азимута и угла места действия ветровой нагрузки, а также температурных условий работы рефлектора [10–18]. Выполнен анализ предельных состояний и проведено обоснование предельных нагрузок и коэффициентов запаса прочности. Получена общая характеристика работоспособности рефлектора в заданных условиях эксплуатации. Выполненный комплекс задач расчетного анализа показал соответствие конструкции техническим требованиям по условиям прочности и стабильности формы.

Изделие 2 представляет собой прецизионный крупногабаритный трансформируемый осесимметричный параболический рефлектор диаметром до 5 м. В качестве силовой схемы рефлектора использована зонтичная конструкция с шарнирно закрепленными спицами из композитного материала на основе углепластика. Условия эксплуатации соответствуют группе 5.4 ГОСТ РВ 20.39.304—98. Предельным состоянием является превышение СКО геометрии рабочей поверхности от теоретического профиля более 0,3 мм. Отказом является превышение СКО геометрии рабочей поверхности от теоретического профиля более 0,5 мм.

Цель работ по Изделию 2 заключалась в исследовании особенностей напряженно-деформированного состояния и предельных состояний. Были поставлены и решены следующие задачи [16–19]:

- проведены испытания по определению физико-механических свойств используемых композиционных материалов в рабочем диапазоне температур от -150 °C до +125 °C;
- проведены испытания по определению функциональных свойств композиционного материала с памятью формы и определены технологические параметры шпангоута, оптимальные для его активации;
- проведены исследования геометрической стабильности рефлектора при внешних механических и температурных воздействиях;

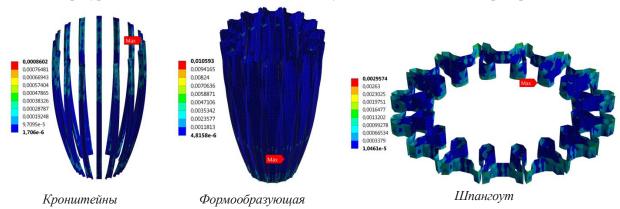


Рис. 8. Эквивалентные напряжения в элементах конструкции космического рефлектора при действии синусоидальной вибрации, МПа



не температур от -150 °C до +125 °C показали, что СКО составляет 0,113 мм при температуре 125 °C и 0,186 мм при температуре -150 °C. С учетом изложенного можно заключить, что Изделие 2 в целом соответствует техническим требованиям по условиям прочности и стабильности формы.

Заключение

Современные ПКМ, обладающие высокими удельными характеристиками прочности и жесткости, позволяют создавать прочные, долговечные и геометрически стабильные космические конструкции. Для расширения сфер использования композиционных материалов и повышения конкурентоспособности космических конструкций необходимо дальнейшее совершенствование ме-

тодов проектирования с широким использованием методов многомасштабного вычислительного моделирования процессов деформирования и разрушения. Представленные результаты показывают перспективность и реализуемость такого подхода. Разработка адекватных многомасштабных вычислительных моделей, в сочетании с методами физического моделирования и неразрушающего контроля, обеспечивает возможности для существенного повышения эксплуатационных характеристик композитных конструкций. Помимо этого создаются условия для создания цифровых двойников конструкций и разработки методов виртуальных испытаний. На этой основе возможно повышение достоверности и сокращения сроков стендовых и натурных испытаний конструкций космического назначения.

Список литературы

- [1] Vasiliev V. V. Composite Pressure Vessels: Analysis, Design, and Manufacturing. Blacksburg, VA: Bull Ridge Publishing, 2009. 690 p.
- [2] Азаров А. В., Бабичев А. А., Синьковский Ф. К. Проектирование и изготовление композитного бака высокого давления для космического аппарата // Композиты и наноструктуры. 2013. № 4. С. 44–57.
- [3] Лепихин А. М., Москвичев В. В., Черняев А. П., Похабов Ю. П., Халиманович В. И. Экспериментальная оценка прочности и герметичности металлокомпозитных сосудов высокого давления // Деформация и разрушение материалов. 2015. № 6. С. 30–36.
- [4] Лепихин А. М., Москвичев В. В., Буров А. Е., Анискович Е. В., Черняев А. П., Халиманович В. И. Экспериментальные исследования прочности и ресурса металлокомпозитных баков высокого давления // Заводская лаборатория. Диагностика металлов. 2019. Т. 85. № 1. С. 49–56.
- [5] Lepikhin A. M., Moskvichev V. V., Chernyaev A. P. Acoustic-Emission Monitoring of the Deformation and Fracture of Metal–Composite Pressure Vessels // Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, 2018, vol. 59, issue 3, pp. 511–518.
- [6] Lepikhin A. M., Burov A. E., Moskvichev V. V. Possibilities of the design estimates of the reliability of a high-pressure metal-composite tank // Journal of Machinery Manufacture and Reliability, 2015, vol. 44, issue 4, pp. 344–349.
- [7] Burov A. E., Lepikhin A. M. Numerical simulation of carrying capacity of the high-pressure metal composite vessel // Journal of Machinery Manufacture and Reliability, 2016, vol. 45, issue 5, pp. 443–450.
- [8] Амелина Е. В., Буров А. Е., Голушко С. К., Лепихин А. М., Москвичев В. В., Юрченко А. В. Расчетноэкспериментальная оценка прочности металлокомпозитного бака высокого давления // Вычислительные технологии. 2016. Т. 21. № 5. С. 3–21.
- [9] Burov A. E., Lepihin A. M., Makhutov N. A., Moskvichev V. V. Numerical Analysis of Stress-Strain State and Strength of Metal Lined Composite Overwrapped Pressure Vessel // Strength of Materials, 2017, vol. 49, issue 5, pp. 666–675.
- [10] Doronin S. V., Moskvichev V. V. Decomposition of design analysis problems of precision structures of large reflectors // Journal of Machinery Manufacture and Reliability, 2018, vol. 47, no. 1, pp. 28–34.
- [11] Doronin S. V. Projections of Limiting States for Load-Bearing Structures of Reflectors Made of Polymer Composites // AIP Conference Proceedings, 2017, vol. 1915, issue 1, 040008.
- [12] Doronin S. V., Reizmunt E. M., Filippova Y. F. Design Evaluation of Safety Factors for Reflector Skeleton Made of Polymer Composites // AIP Conference Proceedings, 2017, vol. 1915, 040009.
- [13] Doronin S. V., Rogalev A. N. Numerical approach and expert estimation of multi-criteria optimization of precision constructions // CEUR Workshop Proceedings, 2018, vol. 2098, pp. 323–337.
- [14] Doronin S. V., Reyzmunt E. M. Investigation of free oscillations for reasoning constructive decisions of mirror segments of parabolic antenna // Journal of Physics: Conference Series, 2018, vol. 1050, issue 1, 012021.
- [15] Reyzmunt E. M., Doronin S. V. Numerical analysis of thermal deformation for constructive variants of mirror segments in a parabolic antenna // Journal of Physics: Conference Series, 2018, vol. 1050, issue 1, 012069.
- [16] Lepikhin A. M., Burov A. E., Pokhabov Y. P. Estimation of the failure-free operation for deployment of transformable space structures // Journal of Physics: Conference Series, 2018, vol. 1050, 012042.

Расчетно-экспериментальная оценка прочности и предельных состояний композитных конструкций

- [17] Moskvichev E. V., Khakhlenkova A. A. Analyzing the Surface Accuracy of a Rigid Reflector under Mechanical and Thermal Loading // AIP Conference Proceedings, 2017, vol. 1915, 040041.
- [18] Burov A. E., Burova O. G. Multiscale Modelling the Deformation and Failure of Composite Structures // AIP Conference Proceedings, 2018, vol. 2053, 040013.
- [19] Moskvichev E. V., Larichkin A. Y. Experimental studies on the mechanical properties of a woven composite material for space antenna reflector // Journal of Physics: Conference Series, 2018, vol. 1050, 012056.

CALCULATION AND EXPERIMENTAL ASSESSMENT OF THE STRENGTH AND LIMIT STATES OF COMPOSITE STRUCTURES FOR SPACECRAFT

V. V. Moskvichev, A. M. Lepikhin, A. E. Burov, S. V. Doronin, E. V. Moskvichev

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

Modern polymer composite materials with high specific characteristics of strength and stiffness allow creating strong, durable and geometrically stable space structures. To expand the scope of application of composite materials and increase the competitiveness of space structures, it is necessary to further improve design methods with the widespread use of multiscale computational modeling of deformation and fracture processes. The paper presents the results of analysis on the strength and dimensional stability of structures made of polymer composites. A metal-composite high-pressure tank for electric propulsion systems and the design of precision reflectors for space- and ground-based antennas are considered. The methods and results of experimental and computational studies on the stress-strain and ultimate states of structures are described. The methods and means of non-destructive testing, the results of the analysis on the stress-strain state and full-scale tests of the tank structure are described. Generalized estimates of the load-carrying capacity of reflector structures under given operating conditions are given.

Keywords: composite structures, strength, service life, experimental investigations, numerical analysis, stress-strain state.

References

- [1] Vasiliev V. V. Composite Pressure Vessels: Analysis, Design, and Manufacturing. Blacksburg, VA: Bull Ridge Publishing, 2009. 690 p.
- [2] Azarov A. V., Babichev A. A., Sin'kovskiy F. K. *Proyektirovaniye i izgotovleniye kompozitnogo baka vysokogo davleniya dlya kosmicheskogo apparata* [Design and manufacture of a composite high-pressure tank for a spacecraft] // Composites and Nanostructures, 2013, no. 4, pp. 44–57. (In Russian)
- [3] Lepikhin A. M., Moskvichev V. V., Chernyayev A. P., Pokhabov Yu. P., Khalimanovich V. I. *Eksperimental'naya otsenka prochnosti i germetichnosti metallokompozitnykh sosudov vysokogo davleniya* [Experimental evaluation of the strength and tightness of metal composite pressure vessels] // Deformatsiya i razrusheniye materialov, 2015, no. 6, pp. 30–36. (In Russian)
- [4] Lepikhin A. M., Moskvichev V. V., Burov A. E., Aniskovich Ye. V., Chernyayev A. P., Khalimanovich V. I. *Eksperimental'nyye issledovaniya prochnosti i resursa metallokompozitnykh bakov vysokogo davleniya* [Experimental studies of the strength and life of metal composite pressure tanks] // Industrial Laboratory. Diagnostics of Materials, 2019, vol. 85, no. 1, pp. 49–56. (In Russian)
- [5] Lepikhin A. M., Moskvichev V. V., Chernyaev A. P. Acoustic-Emission Monitoring of the Deformation and Fracture of Metal—Composite Pressure Vessels // Journal of Applied Mechanics and Technical Physics, 2018, vol. 59, issue 3, pp. 511–518.
- [6] Lepikhin A. M., Burov A. E., Moskvichev V. V. Possibilities of the design estimates of the reliability of a high-pressure metal-composite tank // Journal of Machinery Manufacture and Reliability, 2015, vol. 44, issue 4, pp. 344–349.
- [7] Burov A. E., Lepikhin A. M. Numerical simulation of carrying capacity of the high-pressure metal composite vessel // Journal of Machinery Manufacture and Reliability, 2016, vol. 45, issue 5, pp. 443–450.
- [8] Amelina E. V., Burov A. E., Golushko S. K., Lepikhin A. M., Moskvichev V. V., Yurchenko A. V. Raschetno-eksperimental'naya otsenka prochnosti metallokompozitnogo baka vysokogo davleniya [Calculation and experimen-



- tal assessment of the strength of a metal composite high pressure tank] // Computational Technologies, 2016, vol. 21, no. 5, pp. 3–21. (In Russian)
- [9] Burov A. E., Lepihin A. M., Makhutov N. A., Moskvichev V. V. Numerical Analysis of Stress-Strain State and Strength of Metal Lined Composite Overwrapped Pressure Vessel // Strength of Materials, 2017, vol. 49, issue 5, pp. 666–675.
- [10] Doronin S. V., Moskvichev V. V. Decomposition of design analysis problems of precision structures of large reflectors // Journal of Machinery Manufacture and Reliability, 2018, vol. 47, no. 1, pp. 28–34.
- [11] Doronin S. V. Projections of Limiting States for Load-Bearing Structures of Reflectors Made of Polymer Composites // AIP Conference Proceedings, 2017, vol. 1915, issue 1, 040008.
- [12] Doronin S. V., Reizmunt E. M., Filippova Y. F. Design Evaluation of Safety Factors for Reflector Skeleton Made of Polymer Composites // AIP Conference Proceedings, 2017, vol. 1915, 040009.
- [13] Doronin S. V., Rogalev A. N. Numerical approach and expert estimation of multi-criteria optimization of precision constructions // CEUR Workshop Proceedings, 2018, vol. 2098, pp. 323–337.
- [14] Doronin S. V., Reyzmunt E. M. Investigation of free oscillations for reasoning constructive decisions of mirror segments of parabolic antenna // Journal of Physics: Conference Series, 2018, vol. 1050, issue 1, 012021.
- [15] Reyzmunt E. M., Doronin S. V. Numerical analysis of thermal deformation for constructive variants of mirror segments in a parabolic antenna // Journal of Physics: Conference Series, 2018, vol. 1050, issue 1, 012069.
- [16] Lepikhin A. M., Burov A. E., Pokhabov Yu. P. Estimation of the failure-free operation for deployment of transformable space structures // Journal of Physics: Conference Series, 2018, vol. 1050, 012042.
- [17] Moskvichev E. V., Khakhlenkova A. A. Analyzing the Surface Accuracy of a Rigid Reflector under Mechanical and Thermal Loading // AIP Conference Proceedings, 2017, vol. 1915, 040041.
- [18] Burov A. E., Burova O. G. Multiscale Modelling the Deformation and Failure of Composite Structures // AIP Conference Proceedings, 2018, vol. 2053, 040013.
- [19] Moskvichev E. V., Larichkin A. Y. Experimental studies on the mechanical properties of a woven composite material for space antenna reflector // Journal of Physics: Conference Series, 2018, vol. 1050, 012056.

УДК 621.396.6-001.4 DOI 10.26732/2618-7957-2019-3-149-154

ПОСТРОЕНИЕ АЛГОРИТМОВ УПРАВЛЕНИЯ ТЕРМОВАКУУМНЫМИ ИСПЫТАНИЯМИ В СРЕДЕ SimInTech

А. В. Чубарь¹ ⊠, И. Н. Пожаркова², В. В. Устименко¹

¹ Сибирский федеральный университет, г. Красноярск, Российская Федерация ² ФГБОУ ВО Сибирская пожарно-спасательная академия ГПС МЧС России, г. Железногорск, Красноярский край, Российская Федерация

В статье представлены результаты разработки компьютерной модели термовакуумных испытаний, позволяющей исследовать воздействие внешних факторов на устройства, находящиеся в условиях собственной внешней атмосферы космического аппарата. Разработка велась в среде динамического моделирования технических систем SimInTech, которая в настоящее время используется на ряде предприятий ракетно-космической отрасли. Для решения поставленной задачи были созданы модели объекта управления термовакуумной камеры TVAC-1400, произведенной компанией Telstar, и регуляторов, выполненных на базе программируемого промышленного контроллера Siemens S7-300, произведена настройка основных параметров, реализованы алгоритмы управления режимами испытаний. Разработанная модель позволяет осуществлять контроль программ испытаний различной аппаратуры, предотвращение сбоев при ошибке оператора или перебоях в инженерных сетях, выявлять наиболее неблагоприятные ситуации, которые могут возникнуть в процессе функционирования термовакуумной камеры. Кроме того, представленная модель может быть использована для исследования поведения контролируемых параметров термовакуумных испытаний и отработки алгоритмов управления. В статье пошагово описан процесс разработки и настройки модели термовакуумных испытаний, ее субмоделей и панели управления, реализации основных алгоритмов функционирования. Также в работе представлены результаты проверки адекватности разработанной модели.

Ключевые слова: термовакуумная камера, термовакуумные испытания, динамическое моделирование, технические системы, SimInTech, собственная внешняя атмосфера космического аппарата.

Введение

Активное развитие современных средств исследований космического околоземного пространства с помощью аппаратуры, размещенной на внешней обшивке пилотируемых и автоматических космических аппаратов, предъявляет новые требования к уровню автоматизации процессов исследований и обеспечения испытательных лабораторий современными установками для проведения термовакуумных испытаний (ТВИ).

Для описания среды, окружающей большинство находящихся на околоземной орбите космических аппаратов, широко используется термин «собственная внешняя атмосфера космического аппарата», характеризующий физические

⊠ alexchub@mail.ru

© Чубарь А. В., Пожаркова И. Н., Устименко В. В., 2019

параметры атмосферы в следующих пределах: температура в диапазоне от минус 60-70 °C при нахождении космического объекта в теневой зоне до плюс 120-150 °C после перехода в область солнечного облучения по мере движения космического аппарата по орбите. При этом уровень давления в описываемой области колеблется в пределах $10^{-5}...10^{-7}$ мбар. Таким образом, достаточно четко характеризуются условия эксплуатации различной научно-исследовательской аппаратуры и уровень предъявляемых требований с точки зрения внешних воздействующих факторов, таких как повышение и понижение температуры, градиент температуры, предельный вакуум, имитация неравномерности нагрева при переходе границы «солнце-тень» и вращении космического аппарата.

Для реализации указанных факторов в современных испытательных лабораториях ис-



пользуются специальные камеры — имитаторы воздействия космического пространства, позволяющие смоделировать упомянутые воздействующие внешние факторы, в том числе по заранее заложенной программе, в ручном или автоматическом режимах, с протоколированием всех регистрируемых параметров, получаемых как от объекта испытаний, так и систем самой камеры [1; 2]. Наличие различных блокировок и систем безопасности позволяет предотвратить незапланированные изменения программ испытаний и предотвратить сбои при ошибке оператора или перебоях в инженерных сетях, что немаловажно при проведении длительных термовакуумных циклов.

1. Постановка задачи

Термовакуумная камера (ТВК) TVAC-1400, разработанная специалистами испанской компании Telstar (рис. 1), обеспечивает высокий уровень равномерности и стабильности распределения температуры [3]. Помимо универсальных режимов, сочетающих воздействия температуры и вакуума, она позволяет имитировать неравномерный нагрев за счет десяти регулируемых ИК излучателей, размещенных на специальном каркасе в полезном объеме установки, суммарной мощностью излучения до 5 кВт. Камера имеет 30 встроенных каналов измерения и регулирования температуры с помощью миниатюрных наклеиваемых датчиков, сбор и обработка информации ведется электронным самописцем Eurotherm 6180A [4]. Управление установкой осуществляется с помощью программируемого промышленного контроллера Siemens S7-300 [5] с сенсорного экрана или удаленно по локальной сети Ethernet.



Рис. 1. Общий вид полезного объема термовакуумной камеры TVAC-1400

Основные технические характеристики камеры TVAC-1400:

• полезный объем камеры: не менее 1100 л;

- полезные размеры термостола: не менее 700–1000 мм, высота над столом: 700 мм;
- диапазон рабочих давлений (во всем диапазоне температур): от 1000 мбар до 10^{-7} мбар;
- \bullet скорость откачки от давления окружающей среды: до 10^{-6} мбар не более 8 ч;
- безмаслянная откачка, реализуемая с помощью пластинчато-роторного форвакуумного насоса Agilent Triscroll 600, турбомолекулярного насоса Agilent Navigator 1001 и криогенной панели с прокачкой жидкого азота;
- диапазон рабочих температур: от -70 °C до +150 °C, неравномерность распределения температуры (показания на поверхности внутреннего экрана камеры и термостола): не более ± 1 °C, скорость изменения температуры: не менее 2 °C/мин;
- точность поддержания температуры в установившемся режиме: $\pm 1\,^{\circ}\mathrm{C}$.

Для обеспечения обратной связи с объектом испытаний в системе предусмотрено наличие фланцев с проходными герморазъемами типа 2ПМГСПД, а также несколько запасных фланцев для установки других типов разъемов (силовых, высокочастотных и т. д.). В распашной двери камеры смонтировано германиевое окно диаметром 75 мм, полоса пропускания которого позволяет использовать тепловизор для мониторинга градиента температуры испытуемого объекта.

Испытания проводятся в следующей последовательности [6]:

- 1. Объект испытаний помещается в термовакуумную камеру с помощью устройства крепления и через технологическую кабельную сеть подключается к контрольно-проверочной аппаратуре.
- 2. На объекте испытаний закрепляются датчики температуры.
- 3. Объект переводится в контролируемый режим.
- 4. В течение 10 минут регистрируются ток, напряжение на клеммах объекта испытаний и температура с датчиков.
 - 5. Объект переводится в исходное состояние.
- 6. Объект испытаний выдерживается без нагрузки 5 минут.
 - 7. В ТВК создается вакуум глубиной 10^{-6} Па.
- 8. На посадочном месте объекта испытаний в ТВК устанавливается температура –45±5 °C.
 - 9. Пункты 3-6 повторяются 3 раза.
- 10. Запускается процесс нагрева посадочного места объекта испытаний в ТВК с температуры -45 ± 5 °C до температуры $+80\pm5$ °C.
 - 11. Пункты 3-6 повторяются 2 раза.
- 12. На посадочном месте объекта испытаний в ТВК устанавливается температура $+80\pm5$ °C.
 - 13. Пункты 3-6 повторяются 3 раза.
- 14. На посадочном месте объекта испытаний в ТВК устанавливается температура $+20\pm5$ °C.

- 15. В ТВК создается атмосферное давление.
- 16. Объект испытаний отсоединяется от технологической кабельной сети, с объекта испытаний снимаются датчики температуры, объект извлекается из ТВК.

Планирование испытаний, а также разработка испытательных стендов, представляет собой довольно ресурсоемкий процесс, поэтому, зачастую, его проектная часть реализуется с использованием компьютерного моделирования. Одним из перспективных средств, позволяющих значительно упростить разработку и испытание робототехнических и других сложных систем, является среда визуального моделирования SimInTech [7], которая обеспечивает:

- создание моделей технических устройств в виде структурных блок-схем;
- математическое моделирование их режимов на основе дифференциальных уравнений;
- создание составных моделей технических объектов из готовых блоков моделей оборудования;
- интеграцию в единую комплексную модель;
- отладку алгоритмов управления на модели и реальном объекте;
- автоматическую генерацию кода управляющих программ;
- автоматизацию выпуска конструкторской документации.

Ключевой особенностью использования SimInTech для создания комплексных моделей является идеология использования «Базы данных сигналов» — структурированного списка переменных, обеспечивающих обмен расчетными значениями между расчетными схемами в единой модели [8]. База данных сигналов SimInTech является объектной и обеспечивает пользователю удобное решение следующих задач [9]:

- объединение нескольких расчетных схем в единую модель;
- обеспечение возможности векторной обработки сигналов для типовых алгоритмов управления;
- объектно-ориентированное проектирование модели технических систем;
- автоматизацию создания и обработки переменных в комплексных моделях.

Для создания сложной математической модели производится объединение моделей основных подсистем (субмоделей), реализованных в виде отдельных проектов, в единый пакет [10].

2. Модель термовакуумных испытаний

Модель ТВИ (рис. 2) в среде SimInTech представляет собой совокупность объединенных в

общий пакет моделей ТВК и системы управления ТВИ, связанных через общую базу данных (БД). Каждая из перечисленных моделей является, в свою очередь, набором проектных файлов, включающих набор субструктур, которые описывают функционирование исполнительной системы (ИС), объекта испытаний (ОИ), системы управления испытаниями (СУ) и эталонную модель объекта (ЭМ).

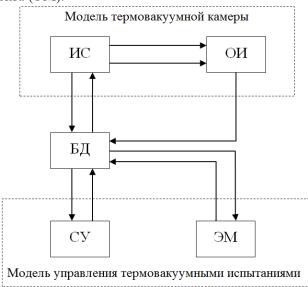


Рис. 2. Структурная схема реализации модели ТВИ

База сигналов проекта (рис. 3) представляет собой структурированную файловую БД, содержащую константы и переменные (сигналы), используемые в одном или нескольких проектах, а также информационные поля (строковые константы), которые не используются для целей моделирования.

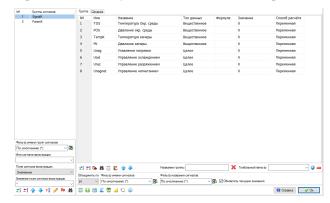


Рис. 3. Фрагмент окна базы данных ТВИ

В пакет файлов модели ТВК в среде SimInTech (рис. 4) входят отдельные проекты: «Окружающая среда» (рис. 5), «Термовакумная камера» (рис. 6), «Система управления» (рис. 7), «Объект испытаний», входные и выходные сигналы которых передаются через базу данных.

Каждый из проектных файлов является совокупностью типовых элементов SimInTech,



объединенных субмоделями, включающих реализацию отдельных режимов и алгоритмы управления ими с использованием блоков программирования.

Взаимодействие оператора с моделью осуществляется посредством панели управления (рис. 8), реализованной типовыми элементами соответствующей панели примитивов SimInTech.

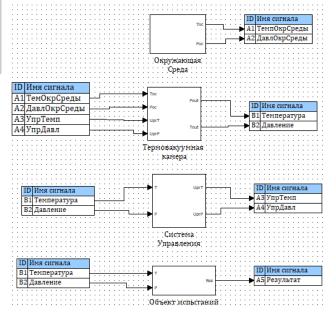


Рис. 4. Структура пакета проектных файлов ТВИ

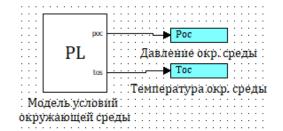


Рис. 5. Структура субмодели «Окружающая среда»

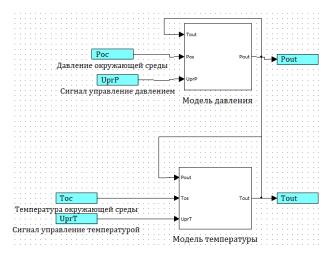


Рис. 6. Структура субмодели «Термовакумная камера»

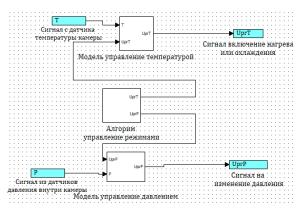


Рис. 7. Структура субмодели «Система управления»

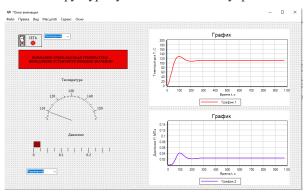


Рис. 8. Панель управления

Оценка адекватности построенной модели ТВИ проводилась на основе критерия Пирсона, согласно которому гипотеза о незначительности различий между моделью и объектом принимается при условии:

$$\chi^2 \leq \chi_{\kappa p}^2 (n-1, \alpha),$$

где $\chi_{\kappa p}^2(n-1,\alpha)$ — граничное значение критерия при заданном уровне значимости α и количестве степеней свободы n-1; χ^2 — статистика, вычисленная по формуле:

$$\chi^2 = \sum_{i=1}^n (x_i^* - x_i)^2 / x_i,$$

где x_i^* , x_i — значения проверяемого параметра, полученные соответственно на базе моделирования и измерений реального объекта; n — количество измерений.

В табл. представлены результаты оценки адекватности модели.

Таблица

Результаты оценки адекватности модели по давлению и температуре при уровне значимости α =0,05

Параметр	Значение статистики	Граничное значение критерия	Вывод об адекватно- сти модели	
Температура	5,43 17,71		Модель адекватна	
Давление	Давление 8,24		Модель адекватна	

Построение алгоритмов управления термовакуумными испытаниями

Заключение

Таким образом, разработанная модель ТВИ (рис. 4–8) позволяет осуществлять контроль программ испытаний, предотвращение сбоев при ошибке оператора или перебоях в инженерных сетях, что реализуется возможностью управления ре-

жимами ТВК как в ручном, так и в автоматическом режиме. Компьютерная модель дает возможность выявить наиболее неблагоприятные ситуации, которые могут возникнуть в процессе функционирования ТВК, и может быть использована для исследования поведения контролируемых параметров ТВИ и отработки алгоритмов управления.

Список литературы

- [1] Акишин А. И. Воздействие собственной внешней атмосферы космических аппаратов на их материалы и оборудование // Перспективные материалы. 2007. №2. С. 14–21.
- [2] Иванов А. И. Замкнутый космос на производстве // Технологии в электронной промышленности. 2011. №6. С. 36–39.
- [3] Thermal Vacuum Chamber [Электронный ресурс]. URL: https://www.telstar.com/wp-content/uploads/2019/07/BR-TVC-EN-0719.pdf (дата обращения: 03.09.2019).
- [4] 6100A/6180A Graphic Recorders User Guide (HA028910/14) [Электронный ресурс]. URL: https://www.eurotherm.com/?wpdmdl=27923 (дата обращения: 03.09.2019).
- [5] Руководство пользователя Siemens S7-300 [Электронный ресурс]. URL: https://www.siemens-ru.com/doc/S7-300.pdf (дата обращения: 03.09.2019).
- [6] Космический аппарат «Маяк». Программа и методика термовакуумных испытаний мотор-редуктора типа IG-220110 201N1R [Электронный ресурс]. URL: https://your-sector-of-space.org/gallery/маяк-тви-мр-пм-1. ver%201.pdf (дата обращения: 03.09.2019).
- [7] Карташов Б. А., Козлов О. С., Шабаев Е. А., Щекатуров А. М. Среда динамического моделирования технических систем SimInTech. М.: ДМК Пресс, 2017. 424 с.
- [8] Козлов О. С., Кондаков Д. Е., Скворцов Л. М., Тимофеев К. А., Ходаковский В. В. Программный комплекс для исследования динамики и проектирования технических систем // Информационные технологии. 2005. № 9. С. 20–25.
- [9] Пожаркова И. Н., Чубарь А. В., Киселев О. И., Лагунов А. Н. Система контроля безопасности транспортного контейнера // Сибирский пожарно-спасательный вестник. 2018. №3. С. 23–32.
- [10] Пожаркова И. Н., Чубарь А. В., Грищенко И. А., Трояк Е. Ю. Моделирование технологического процесса в среде визуального моделирования SimInTech // Сибирский пожарно-спасательный вестник. 2018. №2. С. 29–37.

CREATION OF CONTROL ALGORITHMS THERMAL VACUUM TESTS IN THE SIMINTECH ENVIRONMENT

A. V. Chubar¹, I. N. Pozharkova², V. V. Ustimenko¹

¹ Siberian Federal University, Krasnoyarsk, Russian Federation ² Siberian Fire and Rescue Academy EMERCOM of Russia, Zheleznogorsk, Krasnoyarsk region, Russian Federation

Paper is divote to results of the development of the thermal vacuum tests computer model of allowing to investigate impact of external factors on the devices which are in conditions of own external atmosphere of the spacecraft in the SimInTech environment of the technical systems dynamic modeling. For a solution an objective models of a control object of the thermal vacuum TVAC-1400 camera are created, and the regulators executed on the basis of the programmable industrial controller Siemens S7-300 setup of key parameters is made, control algorithms are implemented by the modes of tests. The developed model allows to exercise control of test programs of the different equipment, prevention of failures at an error of the operator or interruptions in engineering networks, to reveal the most adverse situations which can arise process of functioning of the thermal vacuum camera. Besides, the presented model can be used for a research of behavior of controlled parameters of thermal vacuum tests and working off of control algorithms. In article development process and settings of model of thermal vacuum tests, its



submodels and a control bar, implementation of the main algorithms are step by step described. Also results of adequacy check to the developed model are presented.

Keywords: thermal vacuum camera, thermal vacuum tests, dynamic modeling, technical systems, SimInTech, external atmosphere of the spacecraft.

References

- [1] Akishin A. I. *Vozdejstvie sobstvennoj vneshnej atmosfery kosmicheskih apparatov na ih materialy i oborudovanie* [The impact of their own external atmosphere of spacecraft on their materials and equipment] // Perspektivnye materialy, 2007, no. 2, pp. 14–21. (In Russian)
- [2] Ivanov A. I. *Zamknutyj kosmos na proizvodstve* [Closed space in production] // Technologies in Electronic Industry, 2011, no. 6, pp. 36–39. (In Russian)
- [3] Thermal Vacuum Chamber. Available at: https://www.telstar.com/wp-content/uploads/2019/07/BR-TVC-EN-0719.pdf (accessed: 03.09.2019).
- [4] 6100A/6180A Graphic Recorders User Guide (HA028910/14). Available at: https://www.eurotherm.com/?wpdmdl=27923 (accessed: 03.09.2019).
- [5] *Rukovodstvo pol'zovatelya Siemens S7-300* [Siemens S7-300 User Guide]. Available at: https://www.siemens-ru.com/doc/S7-300.pdf (accessed: 03.09.2019).
- [6] Kosmicheskij apparat «Mayak». Programma i metodika termovakuumnyh ispytanij motor-reduktora tipa IG-220110 201N1R [Spacecraft «Mayak». The program and methodology for thermal vacuum testing of a motor reducer type IG-220110 201N1R]. Available at: https://your-sector-of-space.org/gallery/маяк-тви-мр-пм-1.ver%201.pdf (accessed: 03.09.2019).
- [7] Kartashov B. A., Kozlov O. S., Shabaev E. A., Shchekaturov A. M. *Sreda dinamicheskogo modelirovaniya tekhnicheskih sistem SimInTech* [The environment of dynamic modeling of technical systems SimInTech]. Moscow, DMK Press, 2017, 424 p. (In Russian)
- [8] Kozlov O. S., Kondakov D. E., Skvortsov L. M., Timofeev K. A., Hodakovskii V. V. *Programmnyj kompleks dlya issledovaniya dinamiki i proektirovaniya tekhnicheskih sistem* [Software package for the study of dynamics and design of technical systems] // Information Technologies, 2005, no. 9, pp. 20–25. (In Russian)
- [9] Pozharkova I. N., Chubar A. V., Kiselev O. I., Lagunov A. N. *Sistema kontrolya bezopasnosti transportnogo kontejnera* [Container Security Monitoring System] // Siberian Fire and Rescue Bulletin, 2018, no. 3, pp. 23–32. (In Russian)
- [10] Pozharkova I. N., Chubar A. V., Grishchenko I. A., Troyak E. Y. *Modelirovanie tekhnologicheskogo processa v srede vizual'nogo modelirovaniya SimInTech* [Process Simulation in a SimInTech Visual Simulation Environment] // Siberian Fire and Rescue Bulletin, 2018, no. 2, pp. 29–37. (In Russian)

УДК 061.5:629.78 DOI 10.26732/2618-7957-2019-3-155-163

ВНЕШНЕЕ ТЕПЛОВОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ СПУТНИКОВОЙ ПЛАТФОРМЫ «СИНЕРГИЯ»

О. Я. Яковлев, Д. В. Малыгин

ООО «Астрономикон», г. Санкт-Петербург, Российская Федерация

С целью проведения теплового исследования спутниковой платформы «Синергия» разработана математическая модель расчета внешних тепловых нагрузок для космических аппаратов форм-фактора CubeSat, функционирующих в различных режимах ориентации на околоземных круговых орбитах. При моделировании тепловых условий учитываются тепловые потоки от Солнца, земной поток и атмосферное воздействие. Особенностью модели является переход к подвижной геоцентрической системе координат для определения плотности тепловых потоков прямого и отраженного солнечного излучения. Проведено исследование тепловых условий в процессе орбитального движения и определены параметры положения плоскости орбиты и параметры Солнца, при которых за орбитальный период достигаются максимальные и минимальные среднеинтегральные тепловые нагрузки. На этих орбитах смоделировано движение спутниковой платформы в трех типовых режимах ориентации и определены значения плотности поглощенных тепловых потоков ее внешними элементами. Исследуются четыре варианта конструктивного исполнения корпуса. Полученные в ходе моделирования данные использовались для первичного стационарного расчета температурного поля спутниковой платформы в программном комплексе ANSYS. Определены наиболее интересные с точки зрения теплового режима случаи для дальнейшего проведения теплового исследования.

Ключевые слова: тепловое моделирование, тепловой режим, наноспутник, CubeSat.

Введение

Спутниковая платформа «Синергия» (СП) [1] предназначена для сборки наноспутников, решающих образовательные, технологические и научные задачи на околоземных орбитах. Платформа разработана согласно спецификации форм-фактора CubeSat [2], состоит из корпуса и обеспечивающих систем, к которым интегрируется целевая система, определяемая назначением конкретного спутника.

В основе концепции космических аппаратов (КА) этого класса лежит принцип применения доступной элементной базы (СОТЅ), специально не предназначенной для использования в космическом пространстве. Для исследуемой СП минимальная и максимальная допустимые рабочие температуры радиоэлектронных компонентов (РЭК) составляют –40 °С и +60 °С, однако в условиях космического пространства достижимы температуры более широкого диапазона. Нарушение допустимого теплового режима КА – одна из при-

чин, приводящих к отказу РЭК. Следовательно, возникает задача теплового моделирования СП.

Под тепловым режимом негерметичного КА (к которым относится исследуемая СП) подразумевается его температурное поле, которое зависит от внешних и внутренних тепловых условий, а также от оптических и теплофизических свойств материалов, из которых он состоит.

На первом этапе моделирования поставлена цель исследовать температурное поле платформы с учетом только внешних тепловых нагрузок. Так как СП является многоцелевой, т. е. предназначена для выполнения разнообразных задач, то ее функционирование предполагается на произвольных низких околоземных орбитах и в произвольных режимах ориентации в неопределенный промежуток времени. Кроме того, существуют различные варианты конструктивного исполнения корпуса. Вариации указанных факторов существенно влияют на тепловой режим платформы. Наибольший интерес представляют сочетания параметров, при которых достигаются экстремальные тепловые нагрузки. Для достижения поставленной цели последовательно решаются следующие задачи: разработка математической модели (моделирование

malygin.dv@astronomikon.ru

[©] Яковлев О. Я., Малыгин Д. В., 2019



движения и тепловых условий); исследование тепловых условий в процессе орбитального движения с целью определения параметров расчетных случаев; определение тепловых нагрузок для расчетных случаев; тепловое моделирование и анализ полученных данных.

1. Объект исследования

Корпус (куб с ребром длиной 10 см) состоит из каркаса и двух крышек (рис. 1а). На внешних гранях устанавливаются печатные платы с фотоэлементами прямоугольной формы, а на боковые поверхности — трапециевидной. В пазы на внутренней поверхности каркаса закрепляются 4 печатные платы с РЭК обеспечивающих систем. Конструктивные элементы, излишне усложняющие расчет, в модели не учитываются. Крышки могут быть выполнены в 4 вариантах, а каркас — в 2 (рис. 1δ). Из 8 различных сочетаний вариантов в работе исследуются корпусы СП в двух исполнениях: с минимальной площадью поверхности и с максимальной (рис. 2a, 2δ). Дополнительно исследуются наиболее распространенные варианты исполнения корпусов (рис. 2e, 2e) КА форм-фактора CubeSat.

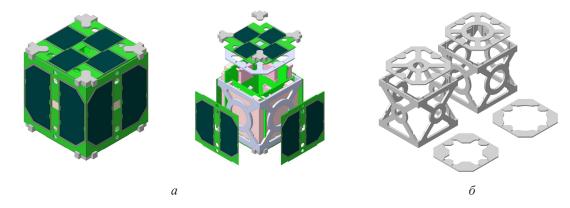


Рис. 1. Модель модуля исследуемой СП

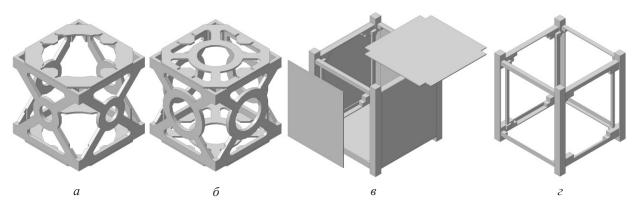


Рис. 2. Варианты конструктивного исполнения корпусов: решетчатый (a – Skelet_20, δ – Skelet_40); e – панельно-стержневой (Mono); e – стержневой (Rails)

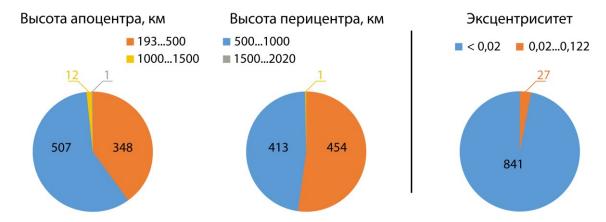


Рис. 3. Распределение значений орбитальных параметров KA CubeSat в первые дни после выведения [3; 4]

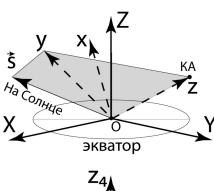
2. Модель движения

В рамках теплового исследования движение КА моделируется на одном витке орбиты без учета эволюции ее параметров. Движение центра масс (орбитальное) и движение вокруг центра масс КА (угловое) рассматриваются независимо.

Параметры околоземных орбит, на которые выводились КА форм-фактора CubeSat (июнь, 2019), приведены на рис. 3.

Предполагается, что исследуемая платформа функционирует на орбитах с параметрами, значения которых не выходят за пределы представленных диапазонов. На основании этих данных можно считать, что высота H большинства орбит (~98,5 %) не превосходит значения 1000 км и большинство орбит (~97 %) являются околокруговыми (с эксцентриситетом e < 0,02 эллиптичностью таких орбит в рамках решаемой задачи можно пренебречь и считать их круговыми). Исходя из этого, тепловой режим исследуется только на низких круговых орбитах, т. е. для орбит с параметрами e = 0, H = 200...2000 км. Параметры положения плоскости орбиты не ограничиваются (объяснение последует далее).

При моделировании используются следующие системы координат: геоцентрические экваториальная инерциальная (СК-1) и подвижная (СК-2), барицентрические связанная (СК-3) и базовая (СК-4) (рис. 4).



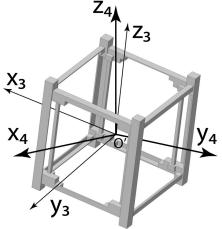


Рис. 4. Системы координат СК-1: *ОХYZ*, СК-2: *Охуz*, СК-3: $O'X_3Y_3Z_3$, СК-4: $O'X_4Y_4Z_4$

Орбитальное движение считается невозмущенным и задается элементами орбиты: долготой восходящего узла Ω , наклонением i, радиусом орбиты r, аргументом широты u. Для каждого положения $u=0...2\pi$ определяются координаты центра масс КА в СК-1 (X,Y,Z).

Угловое движение КА принимается свободным сферическим вокруг центра масс и описывается кинематическими уравнениями Эйлера в СК-4: для каждого положения на орбите определяются координаты шести нормалей граней куба. Входными параметрами являются угловые скорости вокруг осей ω_{x_4} , ω_{y_4} , ω_{z_4} и начальные значения углов Эйлера ϕ_0 , θ_0 , ψ_0 .

3. Модель тепловых условий

В модели учитываются следующие тепловые нагрузки: прямое солнечное излучение, отраженное от поверхности Земли солнечное излучение, собственное излучение Земли и нагрев вследствие взаимодействия поверхности КА с атмосферой. В различных положениях КА на его внешнюю поверхность воздействует какое-либо сочетание этих факторов.

Плотность солнечного теплового потока на расстоянии r_s от Солнца (принимается равным расстоянию между центрами Земли и Солнца) по определению рассчитывается как:

$$q_s = Q_s / 4\pi r_s^2, \tag{1}$$

где Q_s — болометрическая постоянная Солнца. Положение Солнца задается углами α_s (прямое восхождение), δ_s (склонение) и расстоянием r_s в СК-1, которые определяют координаты Солнца (X_s, Y_s, Z_s) .

Тепловая модель Земли представляет собой диффузно излучающее и отражающее сферическое тело. Альбедо Земли A=0,38 [5] принимается усредненным и постоянным по всей поверхности. Модель диффузного отражения солнечного излучения от поверхности Земли применима для точек, угол падения солнечного излучения на которые составляет не более $\psi_0^{\max}=70^\circ$. Плотности падающих собственного q_e и отраженного q_{es} потоков определяются [6]:

$$q_{e} = 0,25(1 - A)\pi^{-1}q_{s} \int_{S_{ob}} \cos(\psi)\cos(\psi_{e})R^{-2}dF,$$

$$q_{es} = 0,5Aq_{s}\pi^{-1}.$$

$$\int_{S_{ob}} (\cos\psi_{0} + |\cos\psi_{0}|)\cos\psi\cos\psi_{e}R^{-2}dF,$$
(2)

где углы ψ , ψ_e задают угловое положение элементарной площадки на поверхности Земли dF и элементарной площадки, на которую падает тепловой поток, а угол ψ_0 — ориентацию площадки dF отно-



сительно положения Солнца. Эти углы определяются из скалярных произведений векторов (\mathbf{n}, \mathbf{R}) , $(\mathbf{n}_{\rm e}, \mathbf{R})$, $(\mathbf{n}_{\rm e}, \mathbf{s})$ соответственно (рис. 5); R – расстояние между этими площадками; S_{ob} – поверхность обзора KA, S_{oc} – освещенная ее часть.

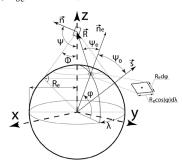


Рис. 5. Геометрические параметры, определяющие тепловые условия

Интегрирование выражений по излучающей поверхности $S_{o \bar{o}}$ для собственного земного потока

и S_{oc} для солнечного отраженного потока удобно производить в СК-2 (рис. 4, 5), ось z в которой направлена по радиус-вектору КА, ось y лежит в плоскости радиус-вектора Солнца и оси z, а ось x дополняет тройку векторов до правой.

Введение такой системы отсчета объясняется тем, что в СК-1 определение пределов интегрирования в процессе изменения положения КА вызывает бо́льшие трудности по сравнению с определением положения осей СК-2 в СК-1 и преобразованием координат между ними. Положение излучающей площадки в СК-2 определяется углами $\phi \in [\Phi, 0.5\pi]$ и $\lambda \in [0, 2\pi]$, где Φ – полуугол обзора КА (рис. 5).

Переход к интегрированию по угловым координатам в СК-2 даст (рис. 5):

$$dF = R_e d\varphi \cdot R_e \cos\varphi d\lambda = R_e^2 \cos\varphi d\varphi d\lambda.$$

После подстановки этой формулы в (2) получаются итоговые выражения, которые интегрируются численным методом:

$$q_{e} = 0,25(1 - A)\pi^{-1}q_{s}R_{e}^{2} \int_{0}^{\frac{\pi}{2}2\pi} \cos\varphi\cos\psi\cos\psi_{e}R^{-2}d\lambda d\varphi,$$

$$q_{es} = 0,5Aq_{s}\pi^{-1} \int_{0}^{\frac{\pi}{2}2\pi} (\cos\psi_{0} + |\cos\psi_{0}|)\cos\psi\cos\psi_{e}R^{-2}d\lambda d\varphi.$$
(3)

Для высот H < 300 км также следует учитывать нагрев вследствие соударения молекул газа с поверхностью КА (q_m) и рекомбинацией диссоциированных молекул (q_r) :

$$q_a = q_m + q_r$$
, $q_m = 0.5 \eta \rho V^3$, $q_r = vV \chi_1 \chi_2$ (4)

где $\eta=0,9...1$ — коэффициент аккомодации, определяющий долю кинетической энергии молекул, которая преобразуется в тепловую энергию; $\rho=f(H,\,F_0)$ — плотность атмосферы [7] как функция от высоты и индекса солнечной активности $F_0;\,V$ — проекция скорости КА на нормаль рассматриваемой площадки; v — концентрация частиц в рассматриваемой точке; $\chi_2=0,7...0,9$ — эффективность рекомбинации (отношение числа столкновений, приведших к рекомбинации, к общему числу); $\chi_1=8,198\cdot 10^{-19}$ Дж — энергия рекомбинации, отнесенная к одной частице набегающего потока (для атомов молекулярного кислорода) [6].

Таким образом, в описываемой модели суммарный тепловой поток на площадку обусловлен четырьмя составляющими. Суммарная плотность теплового потока определяется:

$$q = q_s + q_{es} + q_e + q_a \tag{5}$$

и зависит от высоты над поверхностью Земли, ориентации в пространстве рассматриваемой площадки, а также от взаимного расположения этой площадки, Земли и Солнца. Для анализа поля тепловых потоков в околоземном пространстве целесообразно рассматривать распределения суммарной плотности тепловых потоков q на элементарную площадку, условно сориентированную нормально ко всем направлениям падающим на нее тепловым потокам (т. е. в точке). В точках, расположенных на одной высоте, параметры q_e (3) и q_a (4) постоянны, а q_s (1) и q_{es} (3) симметрично распределены относительно линии Земля—Солнце. Учитывается, что в теневой зоне отсутствует прямое солнечное излучение (без участка полутени), а диффузная модель излучения отраженного теплового потока применима только при углах падения меньше ψ_0^{max} (иначе отражение считается зеркальным и не учитывается) (рис. 6).

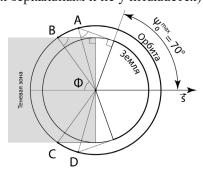


Рис. 6. Ограничения, учитываемые в модели: в точках орбиты на дуге

$$AD \equiv \beta \in \left[0, 5\pi + \psi_0^{\max} - \Phi, 1, 5\pi - \psi_0^{\max} + \Phi\right]$$
 принимается $q_{es} = 0$, на дуге $BC \equiv \beta \in \left[\pi - \Phi, \pi + \Phi\right] - q_s = 0$

Исходя из этого, q распределено симметрично относительно направления \vec{s} и для заданной высоты зависит только от одного параметра β – зенитного расстояния Солнца в точке (угол между местной вертикалью в точке и направлением на Солнце). Поэтому для определения плотности тепловых потоков в точках круговой орбиты достаточно найти зависимость зенитного расстояния Солнца от аргумента широты $\beta = f(u)$, после чего, зная закон $q = f(\beta)$, определить зависимость $q = f(\beta(u)) = f(u)$. Таким образом, характеристика $q = f(\beta, H = const)$ позволяет определить зависимость q = f(u, H = const) для круговой орбиты высоты H по заданным параметрам орбиты (i, Ω) и параметрам положения Солнца (α_s , δ_s , r_s), которые определяют предельные значения β_{min} , β_{max} и соответствующую этим значениям часть функции $q = f(\beta)$. К этому сводится методика определения тепловых условий для любой круговой орбиты. Полученные зависимости $q = f(\beta, H = const)$ для рассматриваемых высот изображены на рис. 7.

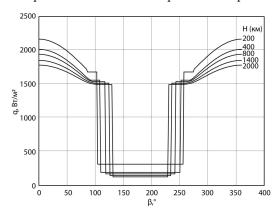


Рис. 7. Зависимость плотности теплового потока от зенитного расстояния Солнца в точках на высоте от 200 до 2000 км

4. Параметры расчетных случаев

Температурное поле СП, подверженной внешним тепловым нагрузкам в течение орбитального периода, обуславливается следующими факторами:

- орбитальными параметрами;
- параметрами положения Солнца, индексом солнечной активности;
 - параметрами ориентации;
- конструктивным исполнением и параметрами материалов.

Из всего многообразия сочетаний вариантов приведенных выше факторов необходимо выбрать те, которые наиболее интересны с точки зрения тепловой нагрузки. К таким относятся варианты, при которых корпус подвергается максимальному или минимальному нагреву в течение орбитального периода.

Так как распределение суммарной плотности теплового потока за один виток на рассматриваемой высоте зависит от взаимного положения орбиты и линии Земля—Солнце \vec{s} , то для уменьшения неопределенности без потери общности далее угловое положение Солнца принимается фиксированным: $\delta_c = \alpha_c = 0$, а вариация взаимного положения достигается за счет изменения положения плоскости орбиты. Таким образом, необходимо определить параметры положения плоскости орбиты, при которых достигаются предельные тепловые условия за период.

В качестве критерия используется среднечитегральное значение суммарной плотности теплового потока в точках орбиты от всех учитываемых источников q_{av} . Зависимость q_{av} на высоте H=1000 км при варьировании наклонения $i=[0...90]^\circ$ (шаг $\Delta i=5^\circ$) от долготы восходящего узла $\Omega=[0...90]^\circ$ ($\Delta\Omega=1^\circ$) изображена на рис. 8. На этом множестве орбит достигаются все возможные значения q_{av} для заданной высоты. Для других высот вид зависимости подобен.

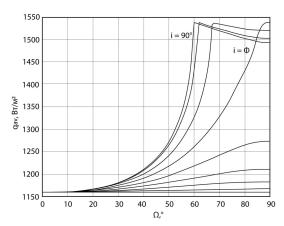


Рис. 8. Зависимость средней плотности суммарного теплового потока за период в точках орбиты от долготы восходящего узла при варьировании наклонения

С ростом Ω для любой кривой, соответствующей i=const ($i\neq 0$), до значения $\Omega=\Phi$ увеличивается q_{av} , т. к. уменьшается теневой участок орбиты и, следовательно, увеличивается вклад солнечного теплового потока q_s , при этом плотность отраженного теплового потока q_{es} уменьшается ввиду удаления плоскости орбиты от линии \vec{s} . Увеличение скорости возрастания при возрастании i объясняется цилиндрической формой теневой зоны — в экваториальной плоскости угловой размер зоны максимален, при увеличении углового расстояния до этой плоскости угловой размер зоны нелинейно уменьшается.

Для $i=\Phi$, $\Omega=90^\circ$ у орбиты нет теневого участка, в этой точке достигается максимум q_{av} . При дальнейшем увеличении наклонения максимум достигается в точках $\Omega=\Phi$. Уменьшение q_{av}



с ростом Ω при $\Omega > \Phi$ для $i > \Phi$ объясняется тем, что среднее значение q_s уже не изменяется (теневого участка нет), а q_{es} уменьшается. Таким образом, экстремальные значения q_{av} достигаются при множестве сочетаний параметров (i,Ω) . Для определенности принимается $i=90^\circ$, тогда $min(q_{av})$ достигается при $\Omega=0^\circ$, а $max(q_{av})$ — при $\Omega=\Phi$ для любой высоты. Зависимости максимальной и минимальной средней суммарной плотности теплового потока за период от высоты орбиты изображены на рис. 9.

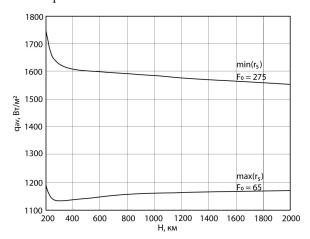


Рис. 9. Среднее значение плотности теплового потока для орбит $i=90^\circ, \Omega=0^\circ$ (внизу) и $i=90^\circ, \Omega=90^\circ$ в зависимости от высоты H

Максимальным значениям соответствует наименьшее расстояние до Солнца и наибольший индекс солнечной активности, минимальным — наоборот. Возрастание кривых на орбитах ниже 300 км объясняется увеличением атмосферного воздействия. Минимум $min(q_{av})=1130~{\rm BT/M^2}$ достигается при $H=330~{\rm km}$ (с точностью 5 км), $i=90^\circ$, $\Omega=0^\circ$; максимум $max(q_{av})=1780~{\rm BT/M^2}$ достигается при $H=200~{\rm km}$, $i=90^\circ$, $\Omega=75,8^\circ$. Для орбиты с $H=200~{\rm km}$, $q_{av}(\Omega,i)=q_{av}(90^\circ,90^\circ)=1750~{\rm BT/M^2}$, что отличается примерно на 2~% от $max(q_{av})$. Такой разницей в условиях решения задачи можно пренебречь, при этом в дальнейшем с $\Omega=90^\circ$ упрощается моделирование углового движения. Таким образом, получены параметры расчетных случаев, представленные в табл. 1.



Условия	Параметры орбиты			Параметры Солнца			
	H, км	i, °	Ω, °	δ_c	α_c	r_s	F_0
max	200	90	90	0	0	$min(r_s)$	275
min	330	90	0	0		$max(r_s)$	65

Исследуются 3 типовых режима ориентации (табл. 2). Начальный режим (наступает после гашения начальных угловых скоростей) задается тремя случайными величинами, распределенными равномерно: модуль скорости $|\omega| \le \omega_{\text{max}} = 0,5\,^\circ$ /с и углы α_{ω} , $\delta_{\omega} \in [0,2\pi]$, задающие направление вектора скорости. Режим направления на Солнце и режим направления в надир — трехосные. Для всех режимов принимается: ϕ_0 , θ_0 , $\phi_0 = 0$.

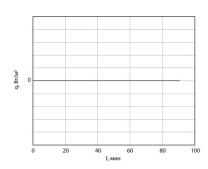
Таблица 2

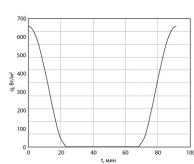
Параметры режимов ориентации

	Начальный	На Солнце	В надир
ω_x	$\omega \cdot \cos(\alpha_{\omega})\sin(\delta_{\omega})$	0	0 (при $\Omega = 0^{\circ}$), $\omega_{\rm KA}$ (при $\Omega = 90^{\circ}$)
ω_y	$\omega \cdot \cos(\alpha_{\omega})\cos(\delta_{\omega})$	0	$\omega_{\rm KA}$ (при $\Omega = 0^{\circ}$), 0 (при $\Omega = 90^{\circ}$)
ω_z	$\omega \cdot \sin(\alpha_{\omega})$	0	0

Описанная математическая модель реализована в пакете MATLAB. Рассчитаны значения всех составляющих плотности падающего теплового потока и суммарное значение на каждую грань для всех положений КА в течение орбитального периода для 6 случаев (2 орбиты, 3 режима ориентации).

Все полученные зависимости параметра q можно отнести к одному из трех классов (константные, медленно изменяющиеся и быстро изменяющиеся), характерный вид которых представлен на рис. 10. Для орбиты «Мах» в режиме ориентации в надир (далее случай условно обозначается «Режим ориентации, тип орбиты») на все грани СП действуют нагрузки типа a. Для остальных случаев, за исключением случаев с начальным режимом ориентации, — только a и δ .





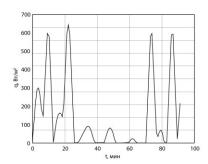


Рис. 10. Характерный вид полученных зависимостей q(t)

5. Определение тепловых нагрузок

Плотность поглощенного теплового потока i-ым материалом для каждой грани определяется:

$$q_i = A_{si}(q_s + q_{es}) + \varepsilon_i q_e + q_a, \tag{6}$$

где A_s — коэффициент поглощения солнечного излучения; ε — степень черноты (табл. 3).

Таблица 3

Параметры материалов [8; 9]

Материал	A_s	3	A_s/ϵ
АД31-Т1 (корпус)	0,38	0,08	4,75
FR4 (печатная плата)	0,9	0,9	1
GaAs (фотоэлемент)	0,75	0,83	0,9

Тепловой поток, который выделяется в окружающую среду фотоэлементом, определяется как $Q = (1 - \eta)A_sQ_{nao} = (1 - \eta)A_s(q_s + q_{es})S = q_vV$, откуда объемная плотность теплового потока от каждого элемента выражается:

$$q_{v} = \frac{(1 - \eta)A_{s}(q_{s} + q_{es})}{h},$$
 (7)

где V = Sh — объем, площадь и толщина фотоэлемента; $\eta = 0.3 - \text{КПД}$ [10].

Для определения температурного поля в первом приближении полученные значения q_i , q_v для каждой грани аппроксимируются средним значением за период. Для начального режима ориентации в качестве среднего значения принимается математическое ожидание этих параметров, полученных методом Монте-Карла в результате 100 имитаций, усредненное по всей поверхности.

6. Расчет температурного поля

Моделирование температурного поля СП производилось в расчетной платформе ANSYS Workbench (Steady-State Thermal). Температура окружающей среды принимается равной 3К, внутри корпуса учитывается переизлучение между поверхностями. Для четырех моделей в составе с различными корпусами (рис. 2) заданы тепловые нагрузки, рассчитанные для шести расчетных случаев (q_i для корпуса, фотоэлементов, печатных плат; q_v для фотоэлементов).

В результате моделирования определены температурные поля СП для всех случаев. Максимальные значения температуры достигаются в режиме «Солнце, Мах» для всех моделей, а минимальные – «Солнце, Міп». Исключение составляет панельный корпус, максимальная

температура которого достигается в режиме «Начальный, Мах». Сводная диаграмма для этих случаев представлена на рис. 11.

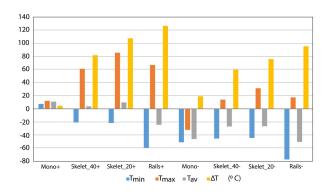


Рис. 11. Минимальная T_{min} , максимальная T_{max} , средняя T_{av} температуры и перепад температур ΔT для различных корпусов; +(-) соответствует случаям, на которых достигаются $max(T_{max})$ или $min(T_{min})$ для каждого из корпуса

Во всех случаях, кроме начального режима ориентации, T_{max} достигается на стороне, обращенной к Солнцу, т. к. для нее значения q_i максимальны и $q_v \neq 0$; T_{min} — на противоположной стороне, для которой $q_i = q_v = 0$. Просматривается следующая тенденция: перепад температуры увеличивается при рассмотрении моделей с корпусами в последовательности: Mono, Skelet_40, Skelet_20, Rails. Это объясняется уменьшением (соответственно последовательности) площади поверхности крышки, соприкасающейся с печатной платой на солнечной стороне, т.к. передача энергии от нее корпусу осуществляется главным образом за счет теплопроводности.

В начальном режиме ориентации и в случае «Надир, Міп» результаты моделирования для обоих решетчатых корпусов отличаются незначительно. В остальных случаях T_{max} корпуса Skelet_40 меньше (более, чем на 40 %), чем для корпуса Skelet_20, при этом T_{min} отличается незначительно (по причине, описанной выше).

Заключение

Таким образом, панельный корпус является наиболее приемлемым с точки зрения теплового режима, в то время как стержневой корпус — наименее. Решетчатый корпус с большей площадью поверхности также более предпочтителен решетчатому корпусу с меньшей площадью поверхности. Экстремальные значения температуры спутниковой платформы достигаются в режиме трехосной ориентации на Солнце. Для этих случаев, в первую очередь, необходимо исследовать температурное поле с учетом внутренних источников теплоты.



Список литературы

- [1] Малыгин Д. В. Многоцелевая платформа «Синергия» блочно-модульного типа для сборки наноспутников // Известия высших учебных заведений. Приборостроение, Т. 61. № 8. 2018. С. 692–700.
- [2] CubeSat Design Specification Rev. 13 [Электронный ресурс]. URL: https://www.academia.edu/11525487/CubeSat_Design_Specification_Rev._13_The_CubeSat_Program_Cal_Poly_SLO_CubeSat_Design_Specification_CDS_REV_13_Document Classification_X_Public Domain_ITAR_Controlled_Internal_Only(дата обращения: 30.09.2019).
- [3] CubeSat Gunter's Space Page [Электронный ресурс]. URL: https://space.skyrocket.de/doc_sat/cubesat.htm (дата обращения: 30.09.2019).
- [4] Space-Track.org. URL: https://www.space-track.org (дата обращения: 30.09.2019).
- [5] Аксаментов В. А. Руководство для конструкторов по обеспечению тепловых режимов космических аппаратов. Калининград : ГОНТИ, 1992.
- [6] Атамасов В. Д. Системы обеспечения тепловых режимов космических аппаратов : учеб. пособие. СПб. : Балт. гос. техн. ун-т., 2017.
- [7] ГОСТ Р 25645.166–2004. Атмосфера Земли верхняя. Модель плотности для баллистического обеспечения полетов искусственных спутников Земли. Введ. 01.01.2005. М.: Изд-во стандартов, 2004. 24 с.
- [8] DTU Satellite Systems and Design Course Cubesat Thermal Design [Электронный ресурс]. URL: https://studylib.net/doc/18877933/dtu-satellite-systems-and-design-course-cubesat-thermal-d...» (дата обращения: 30.09.2019).
- [9] Design of the Thermal Control System for Comapss-1 [Электронный ресурс]. URL: http://www.raumfahrt.fh-aachen. de/compass-1/download/Design%20of%20the%20Thermal%20Control%20System%20for%20Compass-1.pdf (дата обращения: 30.09.2019).
- [10] 30% Triple Junction GaAs Solar Cell Assembly [Электронный ресурс]. URL: http://www.azurspace.com/images/0006051-01-01 DB 3G30A.pdf (дата обращения: 30.09.2019).

EXTERNAL THERMAL MODELING SATELLITE PLATFORM «SYNERGY»

O. Ya. Yakovlev, D. V. Malygin

LLC Astronomikon, St. Petersburg, Russian Federation

In order to conduct thermal research of the satellite platform «Synergy», a mathematical model has been developed for calculating external thermal loads for spacecraft of the CubeSat form factor, operating in various orientation modes in near-Earth circular orbits. When modeling thermal conditions, heat fluxes from the Sun, the earth's flux and atmospheric effects are taken into account. A feature of the model is the transition to a moving geocentric coordinate system for determining the density of heat fluxes of direct and reflected solar radiation. The study of thermal conditions in the process of orbital motion is carried out and the parameters of the position of the orbital plane and the parameters of the Sun are determined at which the maximum and minimum average integral thermal loads are achieved during the orbital period. In these orbits, the motion of the satellite platform was simulated in three typical orientation modes and the density values of the absorbed heat fluxes by its external elements were determined. Four options for the design of the housing are being investigated. The data obtained during the simulation were used for the initial stationary calculation of the temperature field of the satellite platform in the ANSYS software package. The most interesting cases from the point of view of the thermal regime for further thermal research have been identified.

Keywords: thermal modeling, thermal regime, nanosatellite, CubeSat.

References

- [1] Malygin D. V. *Mnogocelevaya platforma «Sinergiya» blochno-modul'nogo tipa dlya sborki nanosputnikov* [Multi-purpose block-modular type platform «Synergy» for nanosatellites assembling] // Journal of Instrument Engineering, 2018, vol. 61, no. 8, pp. 692–700. (In Russian)
- [2] CubeSat Design Specification Rev. 13. Available at: https://www.academia.edu/11525487/CubeSat_Design_Specification_Rev._13_The_CubeSat_Program_Cal_Poly_SLO_CubeSat_Design_Specification_CDS_REV_13_Document_Classification_X_Public_Domain_ITAR_Controlled_Internal_Only (accessed: 30.09.2019).
- [3] CubeSat Gunter's Space Page. Available at: https://space.skyrocket.de/doc sat/cubesat.htm (accessed: 30.09.2019).

Внешнее тепловое моделирование спутниковой платформы «Синергия»

- [4] Space-Track.org. Available at: https://www.space-track.org (accessed: 30.09.2019).
- [5] Aksamentov V. A. *Rukovodstvo dlya konstruktorov po obespecheniyu teplovyh rezhimov kosmicheskih apparatov* [Guide for designers on providing thermal conditions of spacecraft]. Kaliningrad, GONTI, 1992. (In Russian)
- [6] Atamasov V. D. Sistemy obespecheniya teplovyh rezhimov kosmicheskih apparatov [Systems for providing thermal conditions of spacecraft]. Saint Petersburg, Baltic State Technical University, 2017. (In Russian)
- [7] GOST R 25645.166-2004. Atmosfera Zemli verhnyaya. Model' plotnosti dlya ballisticheskogo obespecheniya poletov iskusstvennyh sputnikov Zemli [GOST R 25645.166-2004. The atmosphere of the Earth is upper. Density model for ballistic support for flights of artificial Earth satellites]. Moscow, Publishing house of standards, 2004, 24 p. (In Russian)
- [8] DTU Satellite Systems and Design Course Cubesat Thermal Design. Available at: https://studylib.net/doc/18877933/dtu-satellite-systems-and-design-course-cubesat-thermal-d...» (accessed: 30.09.2019).
- [9] Design of the Thermal Control System for Comapss-1. Available at: http://www.raumfahrt.fh-aachen.de/compass-1/download/Design%20of%20the%20Thermal%20Control%20System%20for%20Compass-1.pdf(accessed:30.09.2019).
- [10] 30% Triple Junction GaAs Solar Cell Assembly. Available at: http://www.azurspace.com/images/0006051-01-01_DB_3G30A.pdf (accessed: 30.09.2019).

НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

УДК 061.5:629.78 DOI 10.26732/2618-7957-2019-3-164-170

МАТЕМАТИЧЕСКОЕ МОДЕЛИРОВАНИЕ ПРОЦЕССА РАБОТЫ ПЬЕЗОДВИГАТЕЛЯ ТИПА «ЗАХВАТ»

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. Оригинальность конструкции шагового пьезоэлектрического двигателя состоит в конструкционном рычажном элементе — захвате, который позволяет организовать прямой и обратный ход штока при работе одного пьезоэлемента.

Для выбора эффективного процесса работы шагового пьезоэлектрического двигателя разработана математическая модель. Данная математическая модель описывает функционирование пьезоэлектрического двигателя как нелинейной колебательной системы. Математическая модель позволяет определить скорость движения элементов пьезоэлектрического двигателя за период колебания при разных частотах, уровнях нагрузки и величине напряжения.

Изготовлен прототип пьезоэлектрического двигателя. Проведены экспериментальные исследования. Техническими характеристиками двигателя являются точность позиционирования до 1 мкм и скорость перемещения штока до 10 мм/мин. при весе груза до 1 кг и напряжении до 100 В.

По результатам проведенных экспериментальных исследований определено, что предложенная математическая модель позволяет смоделировать процесс работы пьезоэлектрического двигателя с погрешностью не более 10 %.

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

Введение

Анализ современных тенденций развития крупногабаритных трансформируемых антенных рефлекторов с вантовой формообразующей системой показывает постоянную необходимость увеличения габаритов антенных рефлекторов и точности настройки отражающей поверхности (ОП) в связи с повышением объема передаваемой информации и увеличения частоты передаваемого сигнала [1–4]. Увеличение размеров и усложнение конструкций рефлекторов космических аппаратов приводит к увеличению веса

Работа выполнена при финансовой поддержке Минобрнауки России, уникальный идентификатор RFMEF157817X0257 конструкции и усложняет процесс настройки формы ОП.

Для настройки формы ОП рефлектора с высокой точностью предлагается использовать автономные натяжители вантовых элементов. Автономный натяжитель состоит из источника питания, блока управления и прецизионного привода. Широкое применение в технике миниатюрных двигателей определяет появление ряда конкурирующих типов преобразователей энергии. Активную конкуренцию традиционным электромагнитным двигателям представляют пьезодвигатели (ПД) [5; 6].

Преобразование энергии из электрической в механическую в электромагнитных двигателях происходит в зоне «воздушного зазора» и обусловлено взаимодействием магнитных полей статора и ротора. Только в зоне подшипниковых узлов происходит контактное механическое взаимодействие, которое определяет

[⊠] antonazin@mail.ru

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

Математическое моделирование процесса работы пьезодвигателя типа «Захват»

ресурс и надежность механических элементов конструкции.

Преобразование энергии из электрической в механическую в ПД происходит непосредственно в пьезоэлементах, которые находятся в механическом контактном взаимодействии друг с другом и с элементами конструкции. В этом случае ресурс и надежность ПД будет существенно зависеть от работы материалов устройства в зоне упругости.

Ряд преимуществ ПД перед электромагдвигателями определяет ность применения ПД в миниатюрных приводах и устройствах [7; 8]. К основным преимуществам ПД перед электромагнитными двигателями относятся: широкий диапазон регулировки частот возбуждения, возможность малых перемещений в пределах долей микрон, высокое значение силы на нагрузке, высокий КПД, большая сила удержания нагрузки в обесточенном состоянии, малые масса и габариты. Область применения пьезодвигателей – это жесткие безлюфтовые и безредукторные электромеханические исполнительные механизмы с низкой регулируемой скоростью перемещений с высокой точностью позиционирования и быстродействием.

Все преимущества пьезодвигателей, приведенные выше, относятся к возвратно-поступательному режиму работы. Основные энергетические параметры (КПД, сила на нагрузке, скорость движения подвижных элементов) в этом режиме работы физически понятны и прогнозируемы. Однако при переходе в пошаговый режим работы для реализации больших линейных перемещений энергетические параметры ПД резко снижаются. Поэтому предприятия-производители в техническом паспорте ПД указывают не КПД устройства, а его удельную мощность.

Цель исследования состояла в разработке математической модели процесса работы ПД типа «Захват» для эффективного проектирования подобного типа конструкций.

Конструкция ПД типа «Захват» представлена на рис. 1 [9; 10]. Двигатель состоит из внешнего корпуса, внутреннего корпуса, подвижного штока, захвата, толкателя, пьезопакета и торцевых щитов. Отверстие захвата имеет диаметр больше, чем диаметр штока и шток свободно движется в захвате.

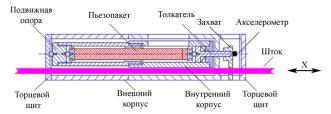


Рис. 1. Конструкция разработанного шагового пьезоэлектрического двигателя

Основное отличие ПД типа «Захват» от ПД других конструкций заключается в наличие контактной пары «захват — шток» (рис. 2). При организации угла наклона между толкателем с захватом и штоком (угол $\alpha \approx 5^\circ$) захват одной гранью упирается в шток и упруго деформирует его. При этом захват фиксирует шток. Данный контакт обладает существенным значением силы трения F_{fr1} , которая позволяет удерживать и преодолевать значительные силы нагрузки F_{nag} вплоть до разрушения корпуса ПД.

Перемещение захвата относительно штока в сторону нагрузки ограничивается силой трения F_{fi2} , которое много меньше F_{fi1} ($F_{fi1} >> F_{fi2}$). Эта особенность данного контакта позволяет организовать пошаговый режим движения штока вместе с нагрузкой.

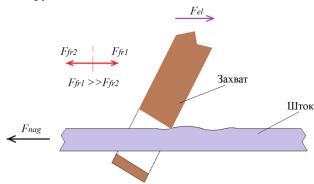


Рис. 2. Принципиальная схема контактного взаимодействия захвата и штока

1. Моделирование колебательной системы $\Pi \Delta$

Основные допущения, принятые при математическом моделировании:

- 1. Не учитываются потери механической энергии в зоне контактных взаимодействий.
- 2. Величина силы трения в зоне контактных взаимодействий F_{fr1} при движении захвата в противоположную сторону от нагрузки принята бесконечности.
- 3. Источник электрической энергии является источником бесконечной мощности.
- 4. Сила нагрузки представлена в виде веса груза.
- 5. Деформации материала захвата и штока за период колебания носит упругий характер.
- 6. Поведение пьезопакета ПД происходит в соответствии с техническим паспортом производителя.

Преобразование электрической мощности в механическую происходит в колебательной системе (КС), которая состоит из: колебательной подсистемы ПД и подсистемы нагрузки.

Непосредственно преобразование электрической энергии в механическую происходит в пье-



зопакете. Все остальные элементы КС передают механическую энергию в нагрузку.

Для описания процесса формирования механической силы пьезопакета рассмотрим уравнение обратного пьезоэффекта [11; 12]:

$$S = d \cdot E$$
, (1)

где $S = \Delta l/l$ — деформация пьезопакета; d — пьезоэлектрический модуль, Кл/H; E = U/l – напряженность электрического поля, B/M; l — толщина пьезопластины, м.

Запишем его с учетом того, что механическое напряжение материала препятствует деформации из-за пьезоэффекта:

$$S = -s^{E} \cdot T + d_{n} \cdot E, \tag{2}$$

где $s^E = 1/Y -$ упругая податливость пьезокерамики, Πa^{-1} ; Y – модуль Юнга, Πa ; T – механическое напряжение, Па.

Умножив все члены уравнения (2) на произведение $(Y \cdot S_0)$, получим:

$$\Delta l/l_0 \cdot Y \cdot S_0 = d_n \cdot Y \cdot S_0 \cdot E - S_0 \cdot T, \tag{3}$$

 $\Delta l/l_0\cdot Y\cdot S_0=d_n\cdot Y\cdot S_0\cdot E-S_0\cdot T, \tag{3}$ где S_0 — площадь поперечного сечения пьезопакета, M^2 .

Левая часть выражения (3) описывает усилие упругой деформации:

$$F_{y} = (Y \cdot S_{0})/l_{0} \cdot \Delta l = K_{y} \cdot \Delta l, \tag{4}$$

где K_y – коэффициент упругости пьезопакета, H/м.

Первое слагаемое правой части выражения (3) определяет усилие, вызванное приложенным электрическим полем:

$$F_{el} = d_n \cdot Y \cdot S_0 \cdot E. \tag{5}$$

Механическое напряжение, входящее во второе слагаемое правой части уравнения (3) определяется нагрузкой F_{nag} , приложенной к ПД. Кроме того, во время движения подвижных частей ПД возникают динамическая сила $F_{\it din}$, пропорциональная ускорению, и демпфирующее усилие \bar{F}_R , пропорциональное скорости смещения штока ПД, вызванное процессами, связанными с потерей энергии в пьезопакете. Определив все действующие силы, можно составить уравнение равновесия сил, приложенных к подвижной границе активной части пьезопакета:

$$F_{v} = F_{el} + F_{nag} + F_{R} + F_{din}, \tag{6}$$

где:
$$F_{el} = \frac{d_{33} \cdot n \cdot U(t) \cdot S_0}{S_{33}^E \cdot l} - \frac{\Delta l \cdot S_0}{l \cdot S_{33}^E} -$$
 результирующая

сила пьезопакета, имеющая нелинейный характер;

 $F_{din} = -(M_{\Sigma}d^2\Delta l)/dt^2$ – динамическая сила;

 $F_R = -(R_\Sigma \mathrm{d}\Delta l)/dt$ — демпфирующая сила; $F_y = K_\Sigma \cdot \Delta l$ — сила упругой деформации.

Уравнение (6) соответствуют дифференциальному уравнению движения. Заменив Δl на x, получим уравнение для решения поведения механической системы, состоящей из ПД и нагрузки:

$$M_{\Sigma} \cdot d^2x/dt^2 + R_{\Sigma} \cdot dx/dt + K_{\Sigma} \cdot x + F_{nag} =$$
 (7) $= (d_{33} \cdot n \cdot U(t) \cdot S_0)/(S_{33}^E \cdot l) - (x(t) \cdot S_0)/(l \cdot S_{33}^E),$ где M_{Σ} — суммарная масса движущихся частей пьезопривода и нагрузки (спиц рефлектора или на-

грузки испытательного стенда); R_{Σ} – коэффициент диссипации (рассеяния) энергии на трение и полезную работу за цикл работы ПД и конструкции рефлектора или испытательного стенда; K_{Σ} – суммарная жесткость ПД и конструкции рефлектора или испытательного стенда; F_{nag} — сила, создаваемая нагрузкой; U(t) – напряжение питания пакета $\Pi \Pi$; x(t) — вибросмещение подвижных частей системы ПД.

2. Результаты расчета

Рассмотрена конструкция ПД типа «Захват», содержащая пьезопакет АПМ 2-22 [13]. Технические характеристики пьезопакета АПМ 2-22 при статическом напряжении 100 В: максимальное перемещение при нулевой силе – 40 мкм, максимальная сила при нулевом перемещении – 1000 Н.

Дифференциальное уравнение (7) решалось в системе Mathcad. В результате расчета получены временные зависимости смещения, скорости и ускорения подвижных частей колебательной системы ПД (рис. 3 и 4) для пилообразной формы питающего напряжения.

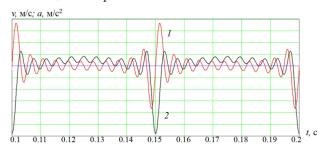


Рис. 3. Временные зависимости для элементов конструкции пьезоэлектрического двигателя при пилообразном сигнале управления: 1 -скорость; 2 -ускорение

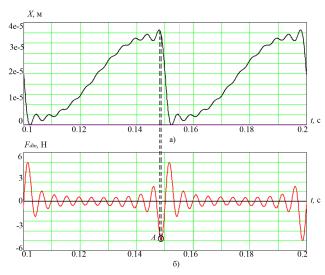


Рис. 4. Процесс движения элементов ПД: а) зависимость перемещения захвата и штока от времени; δ) зависимость изменения динамической составляющей силы от времени

Изменение смещения пьезопакета ПД сопровождается обратно пропорциональным изменением силы ПД. При резком изменении напряжения на пьезопакете ПД (отрицательный фронт смещения) образуется отрицательное ускорение, которое дает появление динамической составляющей силы (инерционная сила сопротивления) с отрицательным знаком. В зоне «А» динамическая составляющая силы может превышать силу ПД и силу трения, что приводит к нарушению контакта «захват-шток» и перемещению захвата относительно штока. Шаг перемещения захвата по штоку составляет 0,85 мкм (рис. 5). При снижении динамической составляющей силы $F_{\it din}$ контакт «захват-шток» восстанавливается. Происходит пошаговый режим работы ПД.

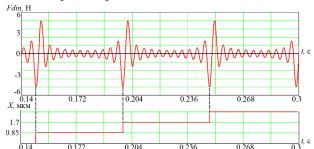


Рис. 5. Зависимость перемещения штока от динамической составляющей силы в пошаговом режиме работы: X — перемещение штока, F_{din} — динамическая составляющая силы

3. Результаты экспериментальных исследований

На рис. 6 представлена схема проведения эксперимента по исследованию режимов работы ПД с источником питания пилообразного напряжения. Эксперименты проводились на специальном стенде, который состоит из: жесткого основания с фиксатором для крепления пьезоэлектрического двигателя, троса с грузом, блока питания и устройств измерения: индикатора перемещения (ГОСТ 577-68, точность 0,01 мм), акселерометра АР10 и предварительного усилителя ZET 440 фирмы ZETLAB, осциллографа GW Instek GDS-72104E (рис. 6). Акселерометр фиксировался на захвате ПД. На рис. 7 представлена осциллограмма работы ПП типа «Захват»: 1 – напряжение на пакете актуатора, 2 – ускорение толкателя. Режим работы ПД: U = 80 В, $M_{\Sigma} = 500$ гр., $f = 20 \Gamma$ ц.

На рис. 8 показано согласование результатов теоретических расчетов и экспериментальных исследований. Приведены временные зависимости ускорения движения толкателя и штока в пошаговом режиме работы ПД при напряжении U=80 В, весе груза $M_{\Sigma}=500$ гр. и частоте сигнала f=20 Гц.

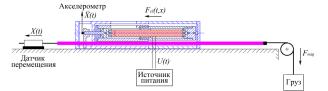


Рис. 6. Схема эксперимента

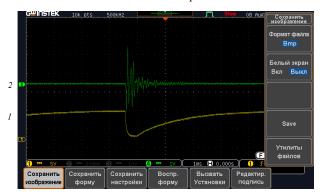
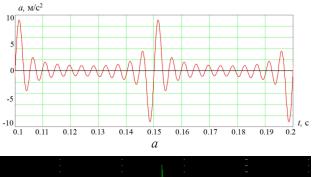


Рис. 7. Экспериментальные данные: AЧX напряжения (1) и ускорения (2)



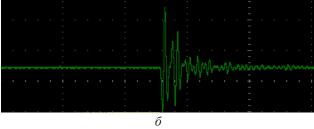


Рис. 8. Временные зависимости ускорения движения толкателя и штока в пошаговом режиме работы ПД: a) результаты математического моделирования; δ) экспериментальные данные

В табл. приведены результаты экспериментальных исследований. Для определения достоверности предложенной математической модели проведено сравнение теоретических расчетов и экспериментальных данных.

Задавались одинаковые условиях: амплитуда напряжения $U=80~\mathrm{B}$, частота сигнала $f=20~\mathrm{\Gamma \mu}$ и масса груза $M_{\Sigma}=500~\mathrm{rp}$.

По результатам расчета определено, что скорость перемещения штока равна $V=0.0242~{\rm Mm/c}$, при этом шаг за период колебания составил $h=0.85~{\rm Mkm}$. Таким образом, механическая мощность ПД равна:

$$P_{mech} = V \cdot F_{nag} = 0.0242 \cdot 5 \cdot 10^{-3} \text{ Bt.}$$



По результатам эксперимента определено, что скорость перемещения штока равна V=1,2 мм/мин. =0,022 мм/с, при этом шаг за период колебания составил h=1 мкм. Таким образом, механическая мощность $\Pi \Pi$ равна:

$$P_{mech} = V \cdot F_{nag} = 0.022 \cdot 5 \cdot 10^{-3} = 0.11 \cdot 10^{-3} \text{ Bt.}$$

Расхождение результатов моделирования с экспериментальными данными составляет 10 % по механической мощности.

Таблица

Результаты экспериментальных исследований ПД типа «Захват»

№ опыта	Частота, Гц	Напряжение, В	Масса груза, гр.	Скорость, мм/мин. (мм/с)	Величина шага, мкм	Мощность ПД, Вт
1	20	80	500	1,2 (0,02)	1	$0,1 \cdot 10^{-3}$
2	140	140	1000	1,5 (0,025)	0,178	$0,25 \cdot 10^{-3}$
3	156	100	1000	1,5 (0,025)	0,1603	$0,25 \cdot 10^{-3}$
4	150	80	500	2(0,033)	0,22	$0,166\cdot10^{-3}$
5	150	150	500	3 (0,05)	0,333	$0,25 \cdot 10^{-3}$
6	178	80	500	1,8 (0,0295)	0,1657	$0,15\cdot10^{-3}$
7	500	100	500	9,96 (0,166)	0,332	$0,83 \cdot 10^{-3}$

Заключение

Все пьезодвигатели осуществляют преобразование энергии за счет контактных взаимодействий элементов конструкций, это относится к пошаговому и возвратно-поступательному режимам работы.

Математическая модель ПД рассматривает ПД как нелинейную колебательную систему. За счет формы питающего напряжения (пилообразная форма напряжения) во время отрицательного фронта образуется отрицательная динамическая составляющая силы, которая позволяет проскользнуть штоку в захвате при возвращении захвата в первоначальное положение, тем самым организуя пошаговый режим работы ПД.

Рассмотренная математическая модель ПД позволяет рассчитать скорость движения подвиж-

ных частей системы по шагу за период колебания при разных частотах, нагрузках и амплитудах питающего напряжения.

В приведенном примере представлен математический расчет и эксперимент исследования работы ПД, шаг смещения штока за период колебания которого составляет 0,85÷1 мкм, скорость передвижения нагрузки составляет 1÷10 мм/мин., мощность составляет 0,1·10⁻³÷1·10⁻³ Вт. ПД с такими режимными параметрами могут применяться в системе настройки отражающей поверхности крупногабаритного рефлектора космического аппарата, а также использоваться в сферах, где требуется высокая точность, допускаются невысокие скорости работы и не ограничено время отработки задания. Предложенная математическая модель отображает процесс работы ПД типа «Захват» с погрешностью, не превышающей 10 %.

Список литературы

- [1] 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.
- [2] Nakamura K., Nakamura N. Concept Design of 15m class Light Weight Deployable Antenna Reflector for L-band SAR Application // 3rd AIAA Spacecraft Structures Conference, AIAA SciTech Forum, San Diego, 2016. doi: 10.2514/6.2016-0701.
- [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] Пономарев С. В. Трансформируемые рефлекторы антенн космических аппаратов // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2011. №4 (16). С. 110–119.
- [5] 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
- [6] 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
- [7] Azin A., Rikkonen S., Ponomarev S., Kuznetsov S. Alignment of distributed oscillation systems in piezo motors // IOP Conf. Series: Journal of Physics, 2019, vol. 1145, no. 012007. doi: 10.1088/1742-6596/1145/1/012007

Математическое моделирование процесса работы пьезодвигателя типа «Захват»

- [8] Azin A., Rikkonen S., Ponomarev S., Kuznetsov S. Design issues of the piezo motor for the spacecraft reflector control system // MATEC Web of Conferences, 2018, vol. 158, no. 01005. doi: 10.1051/matecconf/201815801005
- [9] Азин А. В., Рикконен С. В., Пономарев С. В., Орлов С. А. Линейный реверсивный вибродвигатель. Пат. № 2187888, Российская Федерация, 2019, бюл. № 10.
- [10] 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
- [11] Панич А. Е. Пьезокерамические актюаторы : учеб. пособие / Ростов H/Д : Изд-во Южного федерального университета, 2008.-159 с.
- [12] Бобцов А. А., Бойков В. И., Быстров С. В., Григорьев В. В., Карев П. В. Исполнительные устройства и системы для микроперемещений: учеб. пособие / СПб: Университет ИТМО, 2017. 134 с.
- [13] Многослойные пьезоактюаторы. URL: https://www.elpapiezo.ru/Datasheets/AKTUATORS%20multilayer.pdf (дата обращения: 23.09.2019)

169

MATHEMATICAL MODELING OF PIEZOELECTRIC STEP-ENGINE WORK

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 new piezoelectric step-engine research are presented. The original construct of piezoelectric 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 piezoelectric step-engine work the mathematical model was created. This mathematical model describes inner piezoelectric step-engine process like a non-linear vibrational system. The mathematical model identifies speed of piezoelectric step-engine elements over the vibration period with different frequency, load level and voltage.

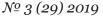
The prototype of piezoelectric step-engine was produced. Experimental issues were conducted. Piezoelectric step-engine's technical specifications are positioning accuracy over 10^{-6} meter, speed of movement over 10 mm per minute with weight of load to 1 kg and voltage to 100 Volt. On the results of experimental research it is defined that mathematical model enables to model working process of piezoelectric step-engine with an error not more than 10° %.

This research verifies viability of proposed construction and provides the way to increase output power of piezoelectric step-engine.

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

References

- [1] 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.
- [2] Nakamura K., Nakamura N. Concept Design of 15m class Light Weight Deployable Antenna Reflector for L-band SAR Application // 3rd AIAA Spacecraft Structures Conference, AIAA SciTech Forum, San Diego, 2016. doi: 10.2514/6.2016-0701.
- [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] Ponomarev S. V. *Transformiruemye reflektory antenn kosmicheskikh apparatov* [Transformable reflectors of spacecraft antennas] // Tomsk State University Bulletin. Mathematics and mechanics, 2011, no. 4 (16), pp. 110–119. (In Russian)
- [5] 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
- [6] 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



Tom 3



- [7] Azin A., Rikkonen S., Ponomarev S., Kuznetsov S. Alignment of distributed oscillation systems in piezo motors // IOP Conf. Series: Journal of Physics, 2019, vol. 1145, no. 012007. doi: 10.1088/1742-6596/1145/1/012007
- [8] Azin A., Rikkonen S., Ponomarev S., Kuznetsov S. Design issues of the piezo motor for the spacecraft reflector control system // MATEC Web of Conferences, 2018, vol. 158, no. 01005. doi: 10.1051/matecconf/201815801005
- [9] Azin A., Rikkonen S., Ponomarev S., Orlov S. Linejnyj reversivnyj vibrodvigatel [Linear reversible vibration motor]. Patent RU 2187888, 2019, bulletin no. 10.
- [10] 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
- [11] Panich A. E. *P'ezokeramicheskie aktyuatory* [Piezoceramic actuators]. Rostov-on-Don, Southern Federal University, 2008, 159 p. (In Russian)
- [12] Bobtsov A. A., Boykov V. I., Bystrov S. V., Grigoriev V. V., Karev P. V. *Ispolnitel'nye ustroystva i sistemy dlya mikroperemeshcheniy* [Actuators and systems for micromotion]. St. Petersburg, ITMO University, 2017, 134 p. (In Russian)
- [13] Multilayer piezoelectric actuators. Available at: https://www.elpapiezo.ru/Datasheets/AKTUATORS%20multilayer. pdf (accessed: 23.09.2019)

КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ

УДК 629.7.05 DOI 10.26732/2618-7957-2019-3-171-183

ОПТИМИЗАЦИЯ СТРУКТУРЫ УНИФИЦИРОВАННОГО МНОГОКАНАЛЬНОГО ИНТЕРФЕЙСНОГО МОДУЛЯ КОНТРОЛЯ ТЕМПЕРАТУР ДЛЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНЫХ ПРИБОРОВ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А. И. Горностаев

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

При разработке унифицированного многоканального интерфейсного модуля контроля температур для измерительных приборов, строящимся по магистрально-модульному принципу на базе центрального приборного модуля и используемых на космических аппаратах различного назначения, первостепенной задачей является оптимизазация его структуры, позволяющей обеспечить контроль температуры на элементах конструкции космических аппаратов в различных диапазонах измерения и с различными требованиями по точности и стабильности измерения.

Статья посвящена анализу общих требований к структуре многоканального интерфейсного модуля контроля температур, в котором измерительные каналы могут иметь различные технические характеристики, и выбору вариантов схем измерения сопротивлений термопреобразователей, обеспечивающих устранение систематической составляющей погрешности измерения.

Показано, что в структуре унифицированного многоканального интерфейсного модуля контроля температур должна быть многоканальная схема измерения, образующая несколько измерительных каналов с различными техническими характеристиками, работающими на общий канал аналого-цифрового преобразования. Для согласования измерительных каналов, имеющих различные входные сопротивления и работающих в различных диапазонах измерения, с общим каналом аналого-цифрового преобразования необходимо использовать управляемый нормирующий усилитель. Для исключения систематической составляющей погрешности измерения необходимо использовать трех- или четырехпроводные варианты схем измерения термопреобразователей сопротивления, позволяющие производить автокомпенсацию погрешности измерения, вносимую сопротивлениями проводов линий связи измерительных кабелей, и автокалибровку погрешности измерения, вносимую измерительными каналами. Для компенсации нелинейной составляющей погрешности измерения, вносимой термопреобразователями сопротивления, необходимо на основе кусочно-линейной аппроксимации их номинальных статических характеристик разбить рабочие диапазоны измерения на поддиапазоны и осуществлять автокалиброву погрешности измерения в каждом поддиапазоне отдельно.

Ключевые слова: космический аппарат, контроль температуры, точность и стабильность измерения, измерительный прибор, термопреобразователь сопротивления, автокалибровка.

Введение

Многоканальный интерфейсный модуль контроля температур (ИМКТ), используемый для контроля температуры на элементах конструкции космических аппаратов (КА), является составной

⊠ galiv@iss-reshetnev.ru

© Горностаев А. И., 2019

частью измерительных приборов, в основу которых положен магистрально-модульный принцип построения на базе центрального приборного модуля (ЦПМ), обеспечивающего взаимодействие модулей по внутриприборному последовательному периферийному интерфейсу (ППИ).

При проектировании унифицированного многоканального ИМКТ на основе указанного принципа особое внимание уделяется оптимиза-



ции его структуры, проведение которой позволило бы использовать ИМКТ в измерительных приборах КА различного назначения при минимальных дополнительных аппаратно-программных затратах на унификацию. При этом для достижения поставленной цели необходимо оптимальным образом решить ряд задач, связанных с обеспечением требуемой точности и стабильности измерения температуры, которые перечислены в [1].

Проведенный в [1] анализ общих требований к измерительным приборам и технических характеристик термопреобразователей сопротивления (ТС), показал, что при определении структуры унифицированного многоканального ИМКТ необходимо учитывать различия в технических характеристиках ТС и условий их применения.

В данной статье дополнительно проведен анализ общих требований, предъявляемых к структуре унифицированного многоканального ИМКТ, и возможных вариантов построения схем измерения, используемых для измерения сопротивления ТС, от выбора которых будет зависеть оптимальность его структуры.

1. Общие требования к структуре унифицированного многоканального ИМКТ

Унифицированный многоканальный ИМКТ в составе измерительных приборов КА выполняет следующие основные функции:

- последовательный опрос измерительным током заданной величины различных по номинальному сопротивлению ТС, подключенных к измерительным каналам, и измерение на них уровня напряжения;
- усиление измеренного напряжения на ТС до нормированного уровня, необходимого для согласования с аналого-цифровым преобразователем (АЦП) в заданном рабочем диапазоне измерения;
- преобразование с помощью АЦП с требуемым разрешением измеренного напряжения на ТС в цифровой эквивалент;
- сохранение цифровых данных о результатах преобразования измеренного напряжения на ТС в буферной памяти;
- передача цифровых данных о результатах преобразования измеренного напряжения на TC по запросу ЦПМ с заданной периодичностью из буферной памяти в память ЦПМ.

Исходя из выполняемых основных функций в структуру унифицированного многоканального ИМКТ должны входить (рис. 1) многоканальная схема измерения, АЦП и устройство сбора цифровых данных (УСЦД), работа которых синхронизируется по сигналам схемы управления (СУ), и контроллер интерфейсов (КИ), который осущест-

вляет прием цифровых данных по параллельному интерфейсу (ПИ) из УСЦД и передачу по внутриприборному интерфейсу ППИ в ЦПМ.

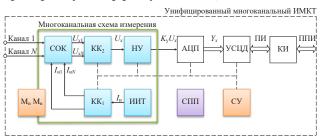


Рис. 1. Упрощенная структурная схема унифицированного многоканального ИМКТ:
М_н и М_в – меры измеряемой величины для нижней и верхней калибровочных точек; СОК – схема опроса каналов; КК₁ и КК₂ – коммутаторы каналов; ИИТ – источник измерительного тока; НУ – нормирующий усилитель; СУ – схема управления; СПП – схемы подавления помех; АЦП – аналого-цифровой преобразователь; УСЦД – устройство сбора цифровых данных; КИ – контроллер интерфейсов; ПИ – параллельный интерфейс; ППИ – последовательный периферийный интерфейс

Унифицированный многоканальный ИМКТ для повышения точности и стабильности измерения может выполнять и дополнительные функции:

- последовательный опрос внутренних прецизионных имитаторов выходной электрической величины ТС для заданных калибровочных точек и измерение на них уровней напряжений, используемых для получения калибровочных значений цифровых эквивалентов на выходе АЦП и записываемых в память ЦПМ для проведения автокалибровки систематической составляющей погрешности измерения программными средствами ЦПМ в соответствии с заданными алгоритмами;
- фильтрацию внешних помех, воздействующих в заданных частотных диапазонах, которые могут возникать как при испытаниях ИМКТ в составе измерительного прибора, так и при его штатной эксплуатации, и приводить к увеличению случайной составляющей погрешности измерения.

Для выполнения дополнительных функций в структуру унифицированного многоканального ИМКТ должны быть добавлены (рис. 1) меры $M_{\rm H}$ и $M_{\rm B}$ имитаторов выходной электрической величины ТС (источники напряжения или сопротивления) для нижних и верхних калибровочных точек, коммутируемые по сигналам СУ через дополнительные (калибровочные) каналы, и специальные схемы подавления помех (СПП).

В такой упрощенной структуре ИМКТ многоканальная схема измерения образует несколько измерительных и калибровочных каналов с раз-

личными техническими характеристиками, работающих на общий канал аналого-цифрового преобразования, и должна включать в себя:

- схему опроса каналов (СОК), обеспечивающую измерение напряжений $U_{x1}...U_{xN}$ на внешних ТС, подключенных через длинные линии связи измерительных кабелей к N измерительным каналам, и на образцовых мерах $M_{\rm H}$ и $M_{\rm B}$ внутренних имитаторов выходной электрической величины ТС, подключенных к дополнительным (калибровочным) каналам (на рис. 1 не показаны);
- общий источник измерительного тока (ИИТ), обеспечивающий протекание поочередно переключаемого с помощью коммутатора каналов KK_1 измерительного тока $I_{\rm u} = \{I_{\rm u1}...I_{\rm uN}\}$ на входные цепи опроса СОК;
- общий нормирующий усилитель (НУ), обеспечивающий усиление поочередно переключаемых с помощью коммутатора каналов KK_2 измеренных напряжений $U_x = \{U_{x1}...U_{xN}\}$ с выходных цепей измерения СОК.

Согласование измерительных каналов с АЦП, на вход которого поступает усиленное измеренное напряжение $U_{\text{ацп}} = K_y U_x$ и преобразуется в цифровой эквивалент Y_x , должно обеспечиваться путем автоматического изменения коэффициента усиления нормирующего усилителя K_y по сигналам СУ одновременно с выбором измерительного канала.

Общая погрешность Δ_x измеряемых напряжений U_x в каналах преобразования ИМКТ будет определяться геометрической суммой независимых случайных составляющих погрешностей всех звеньев канала преобразования

$$\Delta_{x} = \sqrt{\Delta_{\text{TC}}^{2} + \Delta_{\text{JC}}^{2} + \Delta_{\text{MK}}^{2} + \Delta_{\text{aum}}^{2}},$$

где $\Delta_{\rm rc}$ — погрешность TC; $\Delta_{\rm лc}$ — погрешность, вносимая сопротивлениями проводов линий связи TC; $\Delta_{\rm ик}$ — погрешность, вносимая измерительным каналом, $\Delta_{\rm ацп}$ — погрешность квантования АЦП. Для уменьшения общей погрешности измерения $\Delta_{\rm x}$ каждая из этих составляющих погрешностей должна минимизироваться различными способами:

- погрешность $\Delta_{\rm rc}$ выбором TC с необходимым классом точности с учетом компенсации (при необходимости) нелинейности его номинальной статической характеристики аппаратнопрограммными средствами и ограничений по величине пропускаемого через него измерительного тока;
- погрешность $\Delta_{\rm nc}$ выбором схем измерения с необходимыми способами компенсации сопротивлений проводов линий связи с учетом ограничений к их сопротивлению и длине;
- погрешность $\Delta_{\rm ик}$ введением в схемы измерения имитаторов выходной электрической величины TC и проведением в измерительных

каналах по их мерам $M_{\rm H}$ и $M_{\rm B}$ автокалибровки погрешности измерения программными средствами ЦПМ (при определенных условиях эта погрешность может быть уменьшена до величины погрешности мер $M_{\rm H}$ и $M_{\rm B}$);

• погрешность $\Delta_{\text{ацп}}$ — выбором необходимой разрядности АЦП.

Учитывая тот факт, что для контроля температуры на элементах конструкции КА в широком рабочем диапазоне измерения используют низкоомные ТС с номинальным сопротивлением 100 Ом, а в узком рабочем диапазоне измерения — высокоомные ТС с номинальным сопротивлением 500 Ом, целесообразно для оптимизации структуры унифицированного многоканального ИМКТ разбить измерительные каналы в многоканальной схеме измерения по входному сопротивлению на две группы с достаточным количеством каналов для контроля температуры на КА различного назначения и обеспечить в пределах каждой группы согласование измерительных каналов с АЦП для различных рабочих диапазонов измерения.

Может быть также предусмотрено переключение рабочего диапазона измерения в каждом измерительном канале с помощью программных средств ЦПМ, если в процессе эксплуатации потребуется на элементах конструкции КА изменить температурный режим работы или же, в случае кусочно-линейной аппроксимации нелинейной номинальной статической характеристики ТС, перейти на другой поддиапазон измерения.

2. Выбор схем измерения сопротивлений термопреобразователей

Для измерения температуры на элементах конструкции КА с помощью ТС с различными номинальными статическими характеристиками (зависимостями сопротивления от температуры), необходимо измерять величину их омического сопротивления $R_{\rm rc}$. Исходя из предъявляемых требований по точности и стабильности измерения температуры в заданных для каждого измерительного канала рабочих диапазонах измерения измерение сопротивлений $R_{\rm TC}$ в многоканальном ИМКТ возможно с помощью трех вариантов схем измерения: двухпроводной, трехпроводной и четырехпроводной. Каждый из возможных вариантов схем измерения может иметь различные способы построения в зависимости от применяемого метода измерения.

Для измерения сопротивления $R_{\rm TC}$ применимы методы, основанные либо на задании калиброванного тока и измерении напряжения, вызванного протеканием калиброванного тока, либо на задании калиброванного напряжения и измерении тока, вызванного воздействием калиброванного



напряжения. Возможен также вариант, когда одновременно измеряются как ток, так и напряжение при использовании некалиброванных источников измерительных сигналов. Однако в связи с наличием в современных интегральных АЦП двух цифроуправляемых источников тока экономически эффективнее применять методы, основанные на задании калиброванного тока. Поэтому в данной статье рассматриваются схемы измерения сопротивления $R_{\rm TC}$ с применением только этих методов.

В схемах измерения с заданным калиброванным измерительным током $I_{\rm u}$ для определения сопротивления $R_{\rm rc}$ применяют два метода:

- метод непосредственной оценки, когда измеряется непосредственно напряжение $U_{\rm TC}$ на сопротивлении $R_{\rm TC}$, вызванное протекающим измерительным током $I_{\rm H}$, при этом величина $R_{\rm TC}$ рассчитывается по формуле $R_{\rm TC} = U_{\rm TC}/I_{\rm H}$;
- метод сравнения с мерой, когда измеряется отклонение напряжения $\Delta U_{\rm TC}$ на сопротивлении $R_{\rm TC}$ от напряжения на известном опорном сопротивлении $R_{\rm on}$, вызванные протекающим в каждом из этих сопротивлений измерительного тока $I_{\rm u}$, при этом $\Delta U_{\rm TC} = I_{\rm u}(R_{\rm TC} R_{\rm on}) = I_{\rm u} \Delta R_{\rm TC}$, а величина отклонения сопротивлении $R_{\rm TC}$ от опорного $R_{\rm on}$ рассчитывается по формуле $\Delta R_{\rm TC} = \Delta U_{\rm TC}/I_{\rm u}$.

При выборе вариантов схем измерения и способов их построения, позволяющих оптимизировать структуру унифицированного многоканального ИМКТ, необходимо провести сравнительную оценку составляющих погрешностей измерения, которые могут обеспечить указанные методы. При этом независимо от применяемого метода необходимо решить ряд проблем, возникающих при определении сопротивления $R_{\rm TC}$.

Главная проблема – влияние на результат измерения сопротивления $R_{\rm rc}$ значений сопротивлений проводов линии связи $R_{\rm nc}$, так как они являются частью цепи ТС. Схема измерения не всегда может быть расположена в непосредственной близости от ТС, поэтому в общем случае для подключения ТС к измерительным каналам ИМКТ могут потребоваться соединительные провода измерительных кабелей, образующие многометровые линии связи с большими значениями сопротивлений $R_{\pi c}$, что может привести к недопустимому увеличению погрешности измерения. Также оказывают определенное влияние на стабильность результатов измерения колебания температуры среды, в которой находятся провода линий связи, так как сопротивление $R_{\rm nc}$ зависит от температуры окружающей среды. Для достижения лучших результатов по точности и стабильности измерения в этом случае прибегают к различным способам компенсации сопротивления $R_{\pi c}$.

Вторая проблема — влияние на результат измерения сопротивления $R_{\rm rc}$ разброса параметров

элементов схемы измерения, так как от их значений зависит отклонение реальной измерительной характеристики от идеальной. Для исключения нелинейной составляющей погрешности измерения схема не должна искажать форму контролируемого сигнала, поэтому должна иметь линейную характеристику (обеспечивается выбором соответствующей элементной базы). Однако разброс параметров элементов схемы измерения может привести к смещению линейной характеристики и изменению ее наклона. В этом случае прибегают к различным способам калибровки погрешности измерения.

Третья проблема – влияние для платиновых и никелевых ТС на результат измерения сопротивления $R_{\rm TC}$ нелинейности зависимости сопротивления от температуры $R_{\rm rc}(t)$. Обычно при невысоких требованиях к точности измерения нелинейную составляющую погрешности измерения, вызванную отклонением в указанных для ТС диапазонах измерения температур реальной нелинейной характеристики $R_{TC}(t) = R_0(1 + At + Bt^2)$ от ее линейной аппроксимации $R_{\rm rc}(t) = R_0(1+\alpha t)$ (где R_0 – значение номинального сопротивления ТС при 0 °C, A и B – температурные коэффициенты сопротивления для нелинейной характеристики и α – температурный коэффициент сопротивления для ее линейной аппроксимации), не учитывают, так как она в условиях эксплуатации КА в диапазоне температур от -10 °C до +40 °C находится в пределах указанного для ТС класса допуска [1]. Однако при прецизионных измерениях эта составляющая погрешности может оказаться существенной и привести к недопустимому увеличению погрешности измерения. В этом случае эту составляющую погрешности измерения оценивают по отклонению графика нелинейной зависимости $R_{\rm TC}(t)$ от линейной и, при необходимости, прибегают к ее линейной аппроксимации, разбив общий диапазон измерения на несколько поддиапазонов, и используют для измерения специальные процедуры исключения погрешности нелинейности на основе альтернативных интерполяционных уравнений.

Применение метода непосредственной оценки

Метод непосредственной оценки применяют в схемах измерения многоканального ИМКТ в том случае, когда требуется измерять полное сопротивление ТС в зависимости от изменения температуры $R_{\rm TC}(t)$ в широком диапазоне, при котором изменение сопротивления $R_{\rm TC}$ соизмеримо с его номинальным значением R_0 при 0 °С. При этом в измерительных каналах максимально измеряемое значение сопротивления $R_{\rm TC}$ согласовывают с полной шкалой АЦП. В этом случае для обеспечения измерения сопротивления $R_{\rm TC}$ с высокой точностью и стабильностью возникает проблема

получения высокой разрешающей способности преобразования сопротивления $R_{\rm rc}$ в цифровой эквивалент $Y_{\rm rc}$, которая может быть решена только использованием АЦП с повышенной разрядностью. Однако это обстоятельство накладывает ограничения на выбор АЦП при проектировании многоканального ИМКТ для измерительных приборов, используемых в системах прецизионной термостабилизации.

Метод может применяться в двух-, трех- и четырехпроводных вариантах схем измерения сопротивления ТС. Использование двухпроводной схемы измерения ограничено допустимой длиной проводов линий из-за влияния их сопротивлений на точность и стабильность измерения. Для обеспечения высокой точности и стабильности измерения предпочитают использовать либо трехпроводные, либо четырехпроводные схемы измерения, поскольку они по сравнению с двухпроводными схемами позволяют компенсировать влияние сопротивлений проводов линий связи на погрешность измерения.

Двух- и четырехпроводные схемы измерения (рис. 2) по сравнению с трехпроводными более просты в реализации, так как не имеют специальных схем автокомпенсации сопротивлений проводов линий связи и требуют использования только одного источника измерительного тока [2; 3].

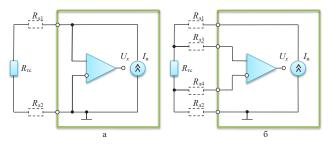


Рис. 2. Двухпроводная (а) и четырехпроводная (б) схема измерения сопротивления TC

Преимущество двухпроводной схемы измерения (рис. 2а) в том, что для подключения ТС требуются всего два провода, через которые пропускают измерительный ток $I_{\rm u}$. Однако двухпроводная схема измерения дает наибольшую погрешность измерения, так как провода линий связи подключены последовательно с сопротивлением $R_{\rm rc}$ и их сопротивления $R_{\rm n1}$ и $R_{\rm n2}$ воспринимаются измерителем как часть сопротивления $R_{\rm rc}$. Напряжение на выходе измерителя будет равно $U_x = I_{\mu}R_{\tau c} + I_{\mu}(R_{\pi 1} + R_{\pi 2}).$ Ошибка измерения сопротивления ТС для этой схемы составит $\Delta R_{\text{ош}} = R_{\text{л1}} + R_{\text{л2}}$. В такой схеме не может быть компенсации сопротивлений $R_{\pi 1}$ и $R_{\pi 2}$, поскольку их значения обычно заранее неизвестны, так как зависят от длины проводов и колебаний температуры среды, в которой находятся провода.

Четырехпроводная схема измерения (рис. 26) обеспечивает самые высокие характе-

ристики по точности и стабильности измерения. Преимущество этого решения в том, что погрешность, вызываемая сопротивлениями проводов линий связи $R_{\pi 1}$ и $R_{\pi 2}$, через которые пропускается измерительный ток $I_{\rm u}$, и их температурным дрейфом, устраняется полностью за счет измерения сигнала непосредственно на сопротивлении $R_{\rm TC}$ через провода линий связи с сопротивлениями $R_{\rm n3}$ и $R_{\rm n4}$, не участвующие в пропускании измерительного тока $I_{\rm u}$. По этим проводам из-за высокого входного сопротивления измерителя не протекает ток, и, следовательно, на них нет падения напряжения, поэтому напряжение на выходе измерителя будет равно $U_x = I_{\rm H} R_{\rm TC}$. Однако в этом случае увеличение количества линий связи, используемых для подключения ТС к измерительным каналам ИМКТ, приводит к усложнению измерительных кабелей и их удорожанию.

Компромиссом между двух- и четырехпроводными схемами измерения являются трехпроводные схемы измерения, которые используют при желании снизить стоимость измерительных кабелей, подключаемых к измерительным каналам ИМКТ, при не слишком высоких требованиях к точности измерения сопротивлений ТС. В трехпроводной конфигурации возможна автокомпенсация сопротивлений двух проводов, через которые пропускают измерительный ток $I_{\rm u}$, при проведении измерений падения напряжений между тремя поводами в предположении, что сопротивления двух проводов, участвующих в автокомпенсации, одинаковые. При этом автокомпенсация может осуществляться различными способами, зависящими от выбранных участков измерения падения напряжений и от количества (одного или двух) используемых в схеме измерения (рис. 3) источников измерительного тока [2; 3].

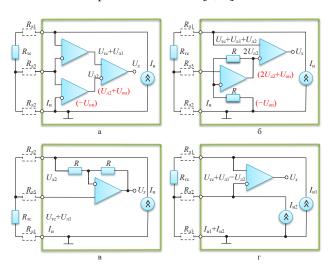


Рис. 3. Варианты трехпроводной схемы измерения сопротивления ТС с одним источником измерительного тока (а), (б), (в) и с двумя источниками измерительного тока (г)



В вариантах трехпроводных схем измерения с одним источником измерительного тока (рис. 3а, 3б, 3в) автокомпенсация сопротивлений проводов линий связи $R_{\rm n1}$ и $R_{\rm n2}$, через которые пропускают измерительный ток $I_{\rm u}$, осуществляется путем проведения двух измерений падения напряжений между проводами линий связи на различных участках. Во всех вариантах сопротивление провода третьей линии связи $R_{\rm n3}$ не вносит погрешность, так как через него из-за высокого входного сопротивления измерителей ток не протекает и не создает падения напряжения.

В первом варианте трехпроводной схемы измерения с одним источником измерительного тока (рис. 3а) автокомпенсация осуществляется путем проведения двух измерений падений напряжений между проводами линий связи относительно провода третьей линии связи и определения их разности. Первым (основным) измерителем контролируется на сопротивлениях $R_{\rm TC}$ и $R_{\rm N1}$ суммарное падение напряжения $U_{\text{тc}} + U_{\text{л1}} = I_{\text{и}}(R_{\text{тc}} + R_{\text{л1}})$, вторым измерителем контролиру-(вспомогательным) ется на сопротивлении $R_{\rm n2}$ падение напряжения $U_{\rm n2} = I_{\rm u} R_{\rm n2}$, которое используется для компенсации, а с помощью третьего (компенсирующего) измерителя определяется их разность, в результате на его выходе напряжение составит $U_x = I_{\mu}R_{\tau c} + I_{\mu}(R_{\tau 1} - R_{\tau 2})$. Ошибка измерения сопротивления ТС для этого варианта схемы будет равна $\Delta R_{\text{ош}} = R_{\text{л1}} - R_{\text{л2}}$.

Во втором варианте трехпроводной схемы измерения с одним источником измерительного тока (рис. 36) автокомпенсация осуществляется путем проведения двух измерений падений напряжений между проводами линий связи относительно провода второй линии связи и определения их разности. Первым входом измерителя контролируется на сопротивлениях $R_{\rm rc}$, $R_{\rm n1}$, $R_{\rm n2}$ суммарное падение напряжения $U_{\text{тc}}+U_{\text{л1}}+U_{\text{л2}}=I_{\text{и}}(R_{\text{тc}}+R_{\text{л1}}+R_{\text{л2}}),$ а вторым его входом контролируется удвоенное вспомогательным усилителем на сопротивлении $R_{\rm n2}$ падение напряжения $2U_{\rm n2} = 2I_{\rm u}R_{\rm n2}$, которое используется для компенсации, в результате на выходе измерителя напряжение будет равно их разности $U_x = I_u R_{TC} + I_u (R_{\pi 1} - R_{\pi 2})$. Ошибка измерения сопротивления ТС для этого варианта схемы также составит $\Delta R_{\text{ош}} = R_{\pi 1} - R_{\pi 2}$.

Такие же результаты по точности измерения дает более простой в реализации третий вариант трехпроводной схемы измерения с одним источником измерительного тока (рис. 3в), в котором автокомпенсация осуществляется, также как и в первом варианте, путем проведения двух измерений между проводами линий связи относительно провода третьей линии связи и определения их разности, но при смене полярности подключения проводов первой и второй линии связи к источнику измерительного тока. В такой схеме функции контроля напряжений и компенсации падения на-

пряжения на проводах линий связи реализуются в одном суммирующем усилителе, по неинвертирующему входу которого измеряется на сопротивлениях $R_{\rm TC}$ и $R_{\rm J1}$ сумма падений напряжений $(U_{\rm TC}+U_{\rm J1})=I_{\rm H}(R_{\rm TC}+R_{\rm J1}),$ а по инвертирующему входу измеряется на сопротивлении $R_{\rm J2}$ падение напряжения $U_{\rm J2}=I_{\rm H}R_{\rm J2}.$ На выходе суммирующего усилителя напряжение, как в предыдущем варианте схемы, будет равно (при условии $R>>R_{\rm TC}$) их разности $U_{\rm X}=I_{\rm H}R_{\rm TC}+I_{\rm H}(R_{\rm J1}-R_{\rm J2}),$ то есть ошибка измерения сопротивления ТС и для этого варианта схемы составит $\Delta R_{\rm out}=R_{\rm J1}-R_{\rm J2}.$

Аналогичные результаты по точности измерения дает и трехпроводная схема измерения с двумя источниками измерительного тока, в которой автокомпенсация сопротивлений проводов линий связи $R_{\pi 1}$ и $R_{\pi 2}$ осуществляется путем проведения одного измерения между проводами первой и второй линии связи (рис. 3г), через которые для получения компенсирующего напряжения пропускают одинаковые измерительные токи $I_{\rm u1}$ и $I_{\rm u2}$ от отдельных источников тока. Такая схема реализуется наиболее просто, если в канале аналого-цифрового преобразования использовать современные АЦП с двумя встроенными цифроуправляемыми источниками тока. Ошибка в измерении сопротивления $R_{\rm тc}$ в такой схеме будет зависеть только от разности падений напряжений на сопротивлениях проводов первой и второй линий связи $\Delta U_{\rm n} = U_{\rm n1} - U_{\rm n2} = I_{\rm и1} R_{\rm n1} - I_{\rm и2} R_{\rm n2}$, так как сопротивление провода третьей линии связи $R_{\rm n3}$, через которую протекает сумма измерительных токов $I_{\rm u1} + I_{\rm u2}$, не влияет на результат измерения. Если не обеспечено равенство измерительных токов $I_{\rm u1}$ и $I_{\rm H2}$, то по точности измерения эта схема измерения будет уступать предыдущим вариантам схемы, но при обеспечении равенства измерительных токов $I_{\rm H1} = I_{\rm H2} = I_{\rm H}$ напряжение на выходе измерителя будет равно $U_x = I_{\text{u}}R_{\text{тc}} + I_{\text{u}}(R_{\text{л}1} - R_{\text{л}2})$ и ошибка измерения сопротивления ТС также составит $\Delta R_{\text{ош}} = R_{\pi 1} - R_{\pi 2}$.

Во всех рассмотренных вариантах трехпроводных схем измерения выходное напряжение U_x будет точно соответствовать напряжению $U_{\text{тс}}$ на сопротивлении $R_{\text{тс}}$ и ошибки измерения не будет если сопротивления проводов линий связи $R_{\pi 1}$ и $R_{\pi 2}$ (включая электрическое сопротивление любых соединений в контуре измерений) будут одинаковы. Однако любая разница в сопротивлении этих проводов тут же скажется на точности измерений.

Таким образом, трехпроводная схема измерения уменьшает по сравнению с четырехпроводной схемой стоимость соединения (за счет экономии кабельной продукции), однако использование такой схемы во всех вариантах ее реализации отрицательно сказывается на точности измерений.

Следует отметить, что при практической реализации в первом и втором вариантах трехпроводной схемы измерения с одним источником изме-

рительного тока (рис. 3а, 3б) имеется возможность настройки диапазона измерения сопротивления ТС путем введения в схему вспомогательного измерителя (усилителя) относительно общей шины источника калиброванного опорного напряжения $U_{\rm on}$ отрицательной полярности, обеспечивающего компенсацию выходного напряжения $U_{\rm x}$ при задании нижней границы диапазона измерения. Величина опорного напряжения $U_{\rm on}$ при линейной аппроксимации номинальной статической характеристики ТС $R_{\rm Tc}(t) = R_0(1+\alpha t)$ при заданном измерительном токе $I_{\rm u}$ может быть определена из соотношения $U_{\rm on} = I_{\rm u}R_0(1+\alpha t_{\rm min})$, где $t_{\rm min}$ – нижняя граница температурного диапазона.

Следует также отметить, что при практической реализации часто отдают предпочтение трехпроводной схеме измерения с двумя источниками тока (рис. 3г), так как в ней, как и в четырехпроводной схеме измерения (рис. 26), имеются дополнительные возможности повышения точности и стабильности измерений за счет включения в цепь протекания измерительного тока резистора, обеспечивающего смещение уровня сигнала относительно общей шины для более эффективного подавления мощных синфазных помех и создание дифференциального источника опорного напряжения на АЦП для компенсации любых флуктуаций величины измерительного тока. Примеры практической реализации этих вариантов схем измерения для метода непосредственной оценки с описанием различных способов повышения точности измерения достаточно подробно описаны в ряде работ, например [4; 5]. Эти варианты схем измерения широко используются в измерительных преобразователях промышленного назначения [6].

Применение метода сравнения с мерой

Необходимость применения метода сравнения с мерой в схемах измерения многоканального ИМКТ возникает в том случае, когда требуется измерять отклонение сопротивления ТС от опорного сопротивления в зависимости от изменения температуры $\Delta R_{\rm rc}(t)$ в узком диапазоне, при котором изменение отклонения сопротивления $\Delta R_{\rm TC}$ значительно меньше его номинального значения R_0 при 0 °C. При этом в измерительных каналах максимально измеряемое значение отклонения сопротивления $\Delta R_{\text{тс}}$ от опорного сопротивления согласовывают с полной шкалой АЦП, начало отсчета которой соответствует опорному сопротивлению, определяющему начальную точку температурной шкалы. В этом случае проблема получения высокой разрешающей способности преобразования отклонения сопротивления $\Delta R_{\rm rc}$ в цифровой эквивалент $Y_{\Delta_{\mathrm{re}}}$, необходимой для обеспечения с высокой точности и стабильности измерения, связанная с использованием АЦП с повышенной разрядностью, становится второстепенной.

Этот метод может применяться только в двух- и трехпроводных вариантах схем измерения отклонения сопротивления ТС от опорного сопротивления, так как четырехпроводная схема предназначена только для измерения сигнала непосредственно на сопротивлении ТС. Использование двухпроводной схемы измерения, так же как и при применении метода непосредственной оценки, ограничено допустимой длиной проводов линий из-за влияния их сопротивлений на точность и стабильность измерения. Для обеспечения высокой точности и стабильности измерения в этом случае предпочитают использовать трехпроводные схемы измерения, поскольку они по сравнению с двухпроводными схемами позволяют компенсировать влияние сопротивлений проводов линий связи на погрешность измерения.

В двухпроводной схеме измерения (схема не показана, так как является частным случаем трехпроводной схемы) ошибка измерения, вызванная сопротивлениями проводов линий связи $R_{\rm nl}$ и $R_{\rm n2}$, составит $\Delta R_{\rm om} = R_{\rm nl} + R_{\rm n2}$. Поэтому при прецизионных измерениях для такой схемы длина пары проводов не должна превышать 0,2 м. Измерительные кабели, используемые для подключения к измерительным каналам ИМКТ, имеют длину несколько метров, поэтому при применении метода сравнения с мерой двухпроводные схемы измерения в ИМКТ не используют.

Трехпроводная схема измерения позволяет уменьшить погрешность, вносимую сопротивлениями проводов линий связи $R_{\rm n1}$ и $R_{\rm n2}$, более чем на порядок, то есть при тех же требованиях по точности измерения может использоваться с длиной пары проводов линий связи ТС не менее 2 м, и может быть реализована как с одним, так и с двумя источниками измерительного тока (рис. 4). В обоих случаях для обеспечения компенсации погрешности измерения при подключении ТС к схеме измерения сопротивление $R_{\rm n1}$ прибавляется к сопротивлению $R_{\rm rc}$, а сопротивление $R_{\rm n2}$ — к опорному сопротивлению $R_{\rm on}$, и производится только одно измерение дифференциальной составляющей падений напряжений на этих цепях.

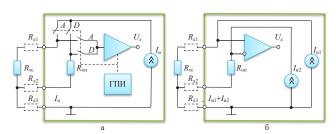


Рис. 4. Трехпроводная схема измерения отклонения сопротивления TC от опорного сопротивления с одним (а) и двумя (б) источниками измерительного тока



В трехпроводной схеме измерения с одним источником измерительного тока (рис. 4а) с помощью коммутаторов А и D под управлением генератора прямоугольных импульсов (ГПИ) обеспечивается поочередное переключение измерительного тока $I_{\rm u}$ к цепи из последовательно соединенных сопротивлений $R_{\rm rc}$, $R_{\rm n1}$, $R_{\rm n3}$, на которых контролируется сумма падений напряжений $U_{\text{тс}} + U_{\text{л1}} + U_{\text{л3}} = I_{\text{и}}(R_{\text{тc}} + R_{\text{л1}} + R_{\text{л3}})$, и к цепи из последовательно соединенных сопротивлений $R_{\rm on}$, $R_{\pi 2}$, $R_{\rm n3}$, на которых контролируется сумма падений напряжений $U_{\text{on}} + U_{\text{л}2} + U_{\text{л}3} = I_{\text{н}}(R_{\text{on}} + R_{\text{л}2} + R_{\text{л}3}),$ а также модуляция и детектирование дифференциальной составляющей падений напряжений, при этом на выходе детектора определяется разность этих напряжений $U_{\rm x} = I_{\rm u}(R_{\rm TC} - R_{\rm on}) + I_{\rm u}(R_{\rm n1} - R_{\rm n2})$. Отсюда видно, что сопротивление $R_{\pi 3}$, через которое замыкается измерительный ток $I_{\rm u}$ на общую шину, не влияет на результаты измерения, а ошибка измерения отклонения сопротивления $R_{\text{тс}}$ от опорного $R_{\rm on}$ для этой схемы составит $\Delta R_{\rm om} = R_{\rm n1} - R_{\rm n2}$. Таким образом, эта схема позволяет обеспечить повышенную точность измерения, так как в коммутируемых цепях протекает один и тот же измерительный ток $I_{\rm u}$ и не создает составляющую погрешности, которая могла бы возникнуть за счет разности токов в контурах измерения, однако такая схема сложна в реализации [7].

Трехпроводная схема измерения с двумя источниками измерительного тока (рис. 4б) значительно проще в реализации, но несколько уступает по точности измерения, так как не идеального измерительных токов $I_{\rm u1} = I_{\rm u2} = I_{\rm u}$, протекающих через сопротивление $R_{\rm TC}$ и опорное сопротивление $R_{\text{оп}}$. В этой схеме измерительный ток $I_{\text{и1}}$ создает на сопротивлениях $R_{\text{тс}}$ и $R_{\text{л1}}$ падение напряжения $U_{\text{тc}} + U_{\text{л1}} = I_{\text{и1}}(R_{\text{тc}} + R_{\text{л1}})$, а измерительный ток $I_{\text{и2}}$ создает на сопротивлениях $R_{\rm on}$ и $R_{\rm n2}$ падение напряжения $U_{\text{on}}+U_{\text{n2}}=I_{\text{u2}}(R_{\text{on}}+R_{\text{n2}})$, при этом на выходе измерителя определяется разность этих напряжений $U_x = (I_{\text{и1}}R_{\text{тc}} - I_{\text{и2}}R_{\text{оп}}) + (I_{\text{и1}}R_{\text{л1}} - I_{\text{и2}}R_{\text{л2}}).$ Отсюда видно, что сопротивление $R_{\rm n3}$, через которое замыкается суммарный измерительный ток $I_{\rm u1} + I_{\rm u2}$ на общую шину, не влияет на результаты измерения. При равенстве измерительных токов $I_{\rm w1} = I_{\rm w2} = I_{\rm w}$ разность этих напряжений будет равна $U_x = I_{\text{H}}(R_{\text{тс}} - R_{\text{оп}}) + I_{\text{H}}(R_{\text{л1}} - R_{\text{л2}})$, то есть ошибка измерения, как и в предыдущей схеме, составит $\Delta R_{\text{om}} = R_{\pi 1} - R_{\pi 2}$.

Таким образом, в рассмотренных трехпроводных схемах измерения отклонения сопротивления ТС от опорного полная компенсация сопротивлений проводов линий связи достигается также при $R_{\rm n1}=R_{\rm n2}$, при которой результат измерения будет определяться только температурой ТС. Однако в реальности из-за отклонений в процессе изготовления проводов, неравенства длин, незатя-

нутых соединений, деформационного упрочнения вследствие изгиба и термической коррозии всегда имеется некоторая разница между сопротивлениями $R_{\pi 1}$ и $R_{\pi 2}$, приводящая к ошибке измерения.

Следует отметить, что ошибка измерения в любых трехпроводных схемах из-за неравенства сопротивлений проводов линий связи вероятнее всего будет меняться со временем неожиданно и непредсказуемо из-за увеличения коррозии, изменений температуры, влажности и т.д. Это накладывает ограничение на используемые измерительные кабели. В случае необходимости проведения прецизионных измерений для подключения ТС необходимо использовать инструментальные кабели, специально разработанные для данных целей.

Использование в схемах измерения имитаторов выходной электрической величины термопреобразователей сопротивления

Реальные измерительные характеристики схем измерения, используемых в измерительных каналах ИМКТ, могут иметь некоторые отклонения от идеальных, которые влияют на точность и стабильность измерения. Эти отклонения связаны с технологическим разбросом параметров используемых в схемах измерения элементов и влиянием на них различных эксплуатационных факторов, приводящих к смещению измерительной характеристики и изменению ее наклона. Смещение и дрейф в усилении, происходящие в результате изменений температуры, процессов старения и изменений питания, являются причинами неопределенностей в измерениях. Зачастую такие неопределенности являются неприемлемыми.

Однако эти отклонения в пределах заданного цикла измерений носят систематический характер, и вызванная ими погрешность измерения может быть устранена путем автоматической калибровки программными средствами ЦПМ. Условиями для этого является:

- наличие в схеме измерения прецизионных (устойчивых к изменению условий эксплуатации) имитаторов выходной электрической величины TC, позволяющих производить контрольные измерения по мерам $M_{\rm H}$ и $M_{\rm B}$ в двух (верхней и нижней) калибровочных точках измерительной характеристики;
- линейность измерительной характеристики, которая должна быть обеспечена в измерительном канале ИМКТ с точностью до погрешности квантования АЦП.

Принцип проведения автокалибровки основан на непрерывной или периодической калибровке погрешности измерения в измерительном канале, использующемся для измерения текущего напряжения на опрашиваемом ТС при сравнении с результатами измерения напряжений на извест-

ных мерах $M_{\rm H}$ и $M_{\rm B}$ имитаторов выходной электрической величины TC (либо на калибровочных источниках напряжения, либо на калибровочных сопротивлениях) в двух (нижней и верхней) калибровочных точках, определенных для заданного рабочего диапазона измерения [8].

В заданном цикле измерений автокалибровка в измерительных каналах ИМКТ (рис. 1) производится в три шага:

- сначала производится измерение напряжения в нижней калибровочной точке $U_{\rm кн}$ на известной мере ${\rm M_{H}}$, усиление вместе с входным напряжением смещения с помощью нормирующего усилителя и фиксация цифрового эквивалента $Y_{\rm кн}$ с помощью АЦП и УСЦД;
- затем измерение напряжения в верхней калибровочной точке $U_{\rm KB}$ на известной мере $M_{\rm B}$, усиление вместе с входным напряжением смещения с помощью нормирующего усилителя и фиксация цифрового эквивалента $Y_{\rm KB}$ с помощью АЦП и УСЦД;
- потом измерение напряжения в текущей точке контроля U_x на сопротивлении TC, усиление вместе с входным напряжением смещения с помощью нормирующего усилителя и фиксация цифрового эквивалента Y_x с помощью АЦП и УСЦД.

Используя результаты трех измерений, полученных в измерительном цикле и сохраненных в УСЦД, определяется с помощью программных средств ЦПМ по внесенным в память калибровочным значениям $U_{\rm KH}$ и $U_{\rm KB}$ известных мер ${\rm M_H}$ и ${\rm M_B}$ неизвестное значение напряжения на контролируемом сопротивлении ${\rm TC}$.

Действительно, в общем случае цифровой эквивалент измеряемого напряжения на выходе АЦП, имеющего коэффициент преобразования K_{Π} (зависит от его разрядности и номинального значения напряжения полной шкалы), определяется отклонением реальной измерительной характеристики от идеальной и может быть получен с некоторой погрешностью вследствие начального смещения $E_{\rm cm}$ на выходе нормирующего усилителя (аддитивная составляющая), отличия коэффициента усиления нормирующего усилителя K_{v} от номинального (мультипликативная составляющая) и нелинейности измерительной характеристики (нелинейная составляющая). Если пренебречь последней из составляющих (линейность измерительного канала обеспечивается выбором соответствующей элементной базы), то получить результат с минимальной погрешностью возможно, измерив и преобразовав с помощью АЦП в цифровой эквивалент:

- напряжение в нижней калибровочной точке $U_{\text{кн}}$, в которой $Y_{\text{кн}} = K_{\text{п}}K_{\text{v}}(U_{\text{кн}} + E_{\text{cm}});$
- напряжение в верхней калибровочной точке $U_{\rm \tiny KB}$, в которой $Y_{\rm \tiny KB}=K_{\rm \tiny I}K_{\rm \tiny J}(U_{\rm \tiny KB}+E_{\rm \tiny CM});$

• напряжение в текущей точке контроля U_x , в которой $Y_x = K_{\rm n} K_{\rm v} (U_x + E_{\rm cm}).$

Первые две операции являются калибровочными, позволяющими автоматически программными средствами ЦПМ рассчитать (оценить) с точностью до погрешности квантования АЦП:

• коэффициент усиления:

$$\{K_{y}\}_{\text{оц}} = (Y_{\text{KB}} - Y_{\text{KH}})/(U_{\text{KB}} - U_{\text{KH}})K_{\text{II}};$$

• начальное смещение:

$$\{E_{\rm cm}\}_{\rm oil} = (U_{\rm kb}Y_{\rm kh} - U_{\rm kh}Y_{\rm kb})/(Y_{\rm kb} - Y_{\rm kh});$$

• значение измеряемого напряжения:

$$\{U_x\}_{\text{out}} = U_{\text{kH}} + [(U_{\text{kB}} - U_{\text{kH}})(Y_x - Y_{\text{kH}})]/(Y_{\text{kB}} - Y_{\text{kH}}).$$

Из последнего выражения видно, что напряжение U_x определяется по записанным в память ЦПМ значениям напряжений $U_{\text{кн}}$ и $U_{\text{кв}}$ известных мер $M_{\rm H}$ и $M_{\rm B}$, влияние начального смещения $E_{\rm cm}$ и коэффициента усиления K_{v} на результат расчета исключается. Погрешность измерения в этом случае будет определяться только технологическими отклонениями значений напряжений $U_{\mbox{\tiny KH}}$ и $U_{\text{\tiny KB}}$ известных мер $\mathrm{M}_{\text{\tiny H}}$ и $\mathrm{M}_{\text{\tiny B}}$ и погрешностью квантования АЦП. Однако следует отметить, что для уменьшения влияния ошибки квантования АЦП на точность автокалибровки значения напряжений $U_{\text{кн}}$ и $U_{\text{кв}}$ мер $\mathbf{M}_{\text{н}}$ и $\mathbf{M}_{\text{в}}$, определяющие значения цифровых эквивалентов $Y_{\text{кн}}$ и $Y_{\text{кв}}$, необходимо выбирать близкие к границам рабочего диапазона измерения с учетом возможных отклонений результатов измерений от номинальных значений.

При проектировании унифицированного многоканального ИМКТ необходимо учитывать, что автокалибровка в измерительных приборах производится в заданном цикле измерений в течение времени, ограниченном периодом обращения ЦПМ к ИМКТ, которое обычно варьируется в пределах 4-х секунд. В течение этого промежутка времени параметры схем измерения достаточно стабильны, поэтому нет необходимости проводить автокалибровку более часто. Параметры схем измерения (начальное смещение $E_{\rm cm}$ и коэффициент усиления K_{v}) изменяются особенно стремительно, если измерительный прибор подвержен температурным колебаниям. Это может быть при разогреве после включения питания или в случае изменения температурного режима в процессе испытаний или штатной эксплуатации. Поэтому при определении периодичности автокалибровки необходимо учитывать скорость изменения температурного режима ИМКТ. Кроме того, необходимо учитывать, что меры $M_{\scriptscriptstyle H}$ и $M_{\scriptscriptstyle R}$ имитаторов выходной электрической величины ТС в процессе эксплуатации также подвержены воздействиям различных эксплуатационных факторов и к ним предъявляются дополнительные требования по обеспечению долговременной стабильности в течение всего срока эксплуатации.

Рассмотрим использование имитаторов выходной электрической величины ТС с двумя ме-



рами $M_{\rm H}$ и $M_{\rm B}$ на примере трехпроводных схем измерения с одним и двумя источниками измерительного тока, в основу которых положен метод сравнения с мерой (рис. 4). В этом случае в качестве значений мер $M_{\rm H}$ и $M_{\rm B}$ выходной электрической величины ТС, заносимых в память ЦПМ, необходимо использовать для нижней и верхней калибровочных точек сопротивления $R_{\rm KH}$ и $R_{\rm KB}$, которые должны быть включены параллельно опорному сопротивлению $R_{\rm on}$ через коммутаторы калибровочных каналов.

В трехпроводной схеме измерения с одним источником измерительного тока калибровочные сопротивления $R_{\rm кн}$ и $R_{\rm kb}$ (рис. 5) подключаются к общему источнику измерительного тока $I_{\rm u}$ параллельно опорному сопротивлению $R_{\rm on}$ по сигналам СУ с помощью дополнительных коммутаторов B и C [9].

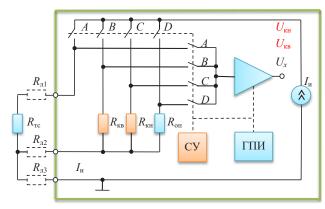


Рис. 5. Трехпроводная схема измерения отклонения сопротивления TC от опорного сопротивления с одним источником тока и двумя калибровочными сопротивлениями

В этой схеме производится измерение трех дифференциальных составляющих напряжений на контролируемых сопротивлениях $R_{\rm KH}$, $R_{\rm KB}$ и $R_{\rm TC}$ относительно опорного сопротивления $R_{\rm OH}$ при опросе одним и тем же измерительным током $I_{\rm H}$ и дает результаты:

• в нижней калибровочной точке:

$$U_{\rm KH} = I_{\rm M}(R_{\rm KH} - R_{\rm on});$$

• в верхней калибровочной точке:

$$U_{\scriptscriptstyle \mathrm{KB}} = I_{\scriptscriptstyle \mathrm{II}}(R_{\scriptscriptstyle \mathrm{KB}} - R_{\scriptscriptstyle \mathrm{OII}});$$

• в текущей точке контроля сопротивления ТС $U_x = I_{\rm u}(R_{\rm Tc} - R_{\rm on}) + I_{\rm u}(R_{\rm n1} - R_{\rm n2}),$ или $U_x = I_{\rm u} \Delta R_{\rm Tc} + I_{\rm u} \Delta R_{\rm nc}.$

При замене в последнем соотношении измеряемых параметров U_x и $\Delta R_{\rm TC}$ на их оценки можно рассчитать (оценить) измеряемое отклонение сопротивления ТС от опорного $\{\Delta R_{\rm TC}\}_{\rm oll} = \{U_x\}_{\rm oll}/I_{\rm H} - \Delta R_{\rm DC}$. При отсутствии составляющей ошибки, вызванной сопротивлениями линий связи, для расчета (оценки) можно воспользоваться выражением $\{\Delta R_{\rm TC}\}_{\rm oll} = (R_{\rm KH} - R_{\rm oll}) + [(R_{\rm KB} - R_{\rm KH})(Y_x - Y_{\rm KH})]/(Y_{\rm KB} - Y_{\rm KH})$, из которого видно, что влияние измерительного тока

 $I_{\rm u}$ на результат расчета исключается с точностью до погрешности квантования АЦП.

В трехпроводной схеме измерения с двумя источниками измерительного тока калибровочные сопротивления $R_{\rm кн}$ и $R_{\rm кв}$ (рис. 6) подключаются к первому источнику измерительного тока $I_{\rm ul}$ по сигналам СУ с помощью дополнительных коммутаторов B и C, второй источник измерительного тока $I_{\rm u2}$ подключен к опорному сопротивлению $R_{\rm on}$ без коммутации.

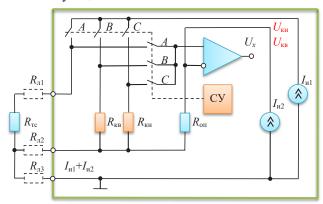


Рис. 6. Трехпроводная схема измерения отклонения сопротивления ТС от опорного сопротивления с двумя источниками тока и двумя калибровочными сопротивлениями

В такой схеме производится измерение трех дифференциальных составляющих напряжений на контролируемых сопротивлениях $R_{\rm кн}$, $R_{\rm kB}$ и $R_{\rm тc}$ относительно опорного напряжения на сопротивлении $R_{\rm on}$ при опросе разными измерительными током $I_{\rm u1}$ и $I_{\rm u2}$ и дает результаты:

• в нижней калибровочной точке:

$$U_{\rm KH} = I_{\rm M1}R_{\rm KH} - I_{\rm M2}R_{\rm on};$$

• в верхней калибровочной точке:

$$U_{\text{kb}} = I_{\text{H}1} R_{\text{kb}} - I_{\text{H}2} R_{\text{off}};$$

• в текущей точке контроля сопротивления ТС $U_x = (I_{\rm u1}R_{\rm Tc}-I_{\rm u2}R_{\rm on})+(I_{\rm u1}R_{\rm \pi 1}-I_{\rm u2}R_{\rm \pi 2})$, или $U_x = I_{\rm u}(R_{\rm Tc}-R_{\rm on})+I_{\rm u}(R_{\rm \pi 1}-R_{\rm \pi 2})$ при обеспечении равенства измерительных токов $I_{\rm u1} = I_{\rm u2} = I_{\rm u}$, что совпадает с результатами для предыдущей схемы измерения и позволяет пользоваться в расчетах для этой схемы такими же оценками.

Следует обратить внимание, что в рассмотренных вариантах схем измерений разность калибровочных сопротивлений $\Delta R_{\rm KB} = (R_{\rm KB} - R_{\rm KH})$ при проведении оценки отклонения сопротивления $\{\Delta R_{\rm Tc}\}_{\rm oll}$ для узкого диапазона измерения может дать большую погрешность, так как в этом случае технологический разброс номиналов резисторов калибровочных сопротивлений $R_{\rm KB}$ и $R_{\rm KH}$ может оказаться соизмерим с требуемой величиной их разности. Поэтому при практической реализации схем измерения для формирования калибровочных напряжений предпочтительнее использовать последовательное включение сопротивлений $R_{\rm KH}$

и $\Delta R_{\rm kb}$, дающее лучшие результаты по точности измерения, при котором $R_{\rm kb}=R_{\rm kh}+\Delta R_{\rm kb}$ (рис. 7). В этом случае делитель из калибровочных сопротивлений $R_{\rm kh}$ и $\Delta R_{\rm kb}$ подключается к источнику измерительного тока $I_{\rm u}$ по сигналам СУ с помощью коммутаторов B+C.

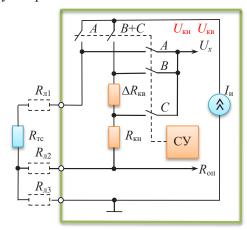


Рис. 7. Фрагмент трехпроводной схемы измерения отклонения сопротивления TC от опорного сопротивления с последовательным включением калибровочных сопротивлений

Таким образом, в рассмотренных вариантах трехпроводных схем измерения, в основу построения которых положен метод сравнения с мерой, погрешность измерения, вносимая измерительным каналом, может быть уменьшена путем проведения автокалибровки по двум калибровочным сопротивлениям до величины их погрешности с учетом погрешности квантования АЦП. При этом схема последовательного включения калибровочных сопротивлений дает лучшие результаты по точности измерения. Эта схема проста в реализации и легко адаптируется в многоканальный вариант схемы измерения [10; 11].

Модернизация схем измерения для компенсации погрешности нелинейности термопреобразователей сопротивления

Для обеспечения возможности контроля температуры на отдельных элементах конструкции КА в различных поддиапазонах для уменьшения влияния нелинейности номинальных статических характеристик ТС на погрешность измерения возникает необходимость их кусочно-линейной аппроксимации. В этом случае в схемы измерения сопротивления ТС многоканального ИМКТ для обеспечения возможности проведения автокалибровки в отдельных поддиапазонах потребуется ввести многозначную меру $M_{\rm H}$, $M_{\rm n}i$, $M_{\rm B}$ имитатора выходной электрической величины ТС, где $M_{\rm n}i$ – промежуточные меры, i – количество добавленных поддиапазонов, которые определяют помимо граничных калибровочных точек $U_{\rm KH}$ и $U_{\rm KB}$ допол-

нительные промежуточные калибровочные точки $U_{\text{кпі}}$, разбивающие общий диапазон измерения на поддиапазоны [8].

Однако такое решение приводит к дополнительным аппаратным затратам в схеме измерения и усложнению программного обеспечения ЦПМ, поэтому при оптимизации структуры унифицированного многоканального ИМКТ необходимо определить достаточное количество промежуточных калибровочных точек. В условиях эксплуатации КА в диапазоне температур от -10 °C до +40 °C приемлемые результаты по повышению точности измерения дает введение одной промежуточной точки $U_{\rm km}$, разбивающей общий диапазон на два поддиапазона. В этом случае для обеспечения проведения автокалибровок в двух поддиапазонах потребуется модернизация схем измерения с минимальными дополнительными аппаратными затратами. Для рассмотренного варианта схемы измерения с использованием делителя из калибровочных сопротивлений $R_{\text{кн}}$ и $\Delta R_{\text{кв}}$ (рис. 7) потребуется наиболее простая модернизация. Для этого достаточно ввести в цепь делителя промежуточное калибровочное сопротивление $\Delta R_{\rm kn}$ с дополнительными цепями коммутации для проведения измерения.

Заключение

Проведенный анализ общих требований к структуре многоканального ИМКТ и различных вариантов построения схем измерения сопротивлений ТС показал, что при оптимизации структуры унифицированного многоканального ИМКТ следует учитывать особенности их построения:

- для измерения температур в широком диапазоне предпочтительнее использовать трех- или четырехпроводные схемы измерения, основанные на применении метода непосредственной оценки;
- для измерения температур в узком диапазоне предпочтительнее использовать трехпроводные схемы измерения, основанные на применении метода сравнения с мерой;
- для обеспечения согласования измерительных каналов, имеющих различные диапазоны измерения, с АЦП необходимо использовать нормирующий усилитель с автоматически изменяемым коэффициентом усиления;
- для уменьшения погрешности измерения, вносимой линиями связи измерительных кабелей, необходимо использовать схемы измерения, обеспечивающие автокомпенсацию сопротивлений проводов линий связи, с учетом ограничений к их длине в зависимости от значения номинального сопротивления TC;
- для уменьшения погрешности измерения, вносимой измерительным каналом, необходимо в схемы измерения включать имитаторы выходной электрической величины TC, обеспечивающие



проведение автокалибровок по двум мерам, при этом, если требуется уменьшить влияние нелинейности номинальных статических характеристик ТС на точность измерения, необходимо использовать схемы измерения, обеспечивающие проведение автокалибровок по многозначной мере.

Рассмотренные варианты трехпроводных схем измерения, в основу построения которых положен метод сравнения с мерой, широко используются в многоканальных ИМКТ, разработанных для измерительных приборов КА серии «Глонасс-К» и других КА различного назначения.

Список литературы

- [1] Горностаев А. И. Проблемы унификации многоканального интерфейсного модуля контроля температур для измерительных приборов космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3. № 1. С. 41–51. doi: 10.26732/2618-7957-2019-1-47-57
- [2] Денисенко В. Термопреобразователи сопротивления // Современные технологии автоматизации. 2014. № 1. С. 98–101.
- [3] Теория измерений и контроля температуры [Электронный ресурс]. URL: https://sibcontrols.com/ru/tjeorija_izmjerjenij i kontrolja tjempjeratury (дата обращения: 15.07.2019).
- [4] Андрусевич А, Губа А. Термометры сопротивления: от теории к практике // Компоненты и технологии. 2011. № 7. С. 61–66.
- [5] О`Грэди А. Методы возбуждения измерительных датчиков и применение ИС AD7711 и AD7730 // Компоненты и технологии. 2003. № 3. С. 50–55.
- [6] Измерительные преобразователи температуры. Виды, устройство, монтаж, диагностика, функции преобразователя температуры [Электронный ресурс]. URL: http://www.eti.su/articles/izmeritelnaya-tehnika/izmeritelnaya-tehnika_1516.html (дата обращения: 15.07.2019).
- [7] Михеев П. В., Михеева Е. П. Устройство для измерения температуры. Пат. № 2447412, Российская Федерация, 2012, бюл. № 10.
- [8] Вилоп Л. Э. Автокалибровка измерительного канала по входу канала преобразования электрических величин // Вестник Самарского государственного аэрокосмического университета. 2012. № 7. С. 54–58.
- [9] Михеев П. В., Кузуб Е. П. Устройство для измерения температуры. Пат. № 2492436, Российская Федерация, 2013, бюл. № 25.
- [10] Михеев П. В., Школьный В. Н., Кузуб Е. П. Многоканальное устройство для измерения температуры. Пат. № 2526195, Российская Федерация, 2014, бюл. № 23.
- [11] Горностаев А. И., Даныкин В. А. Интерфейсный модуль контроля температур. Пат. № 2562749, Российская Федерация, 2015, бюл. № 25.

OPTIMIZATION OF THE STRUCTURE OF THE UNIFIED MULTI-CHANNEL INTERFACE TEMPERATURE CONTROL MODULE FOR MEASURING INSTRUMENTS OF SPACECRAFT

A. I. Gornostaev

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

In the development of a unified multi-channel interface temperature control module for measuring instruments, built on a main-modular principle on the basis of the central instrument module and used on spacecraft for various purposes, the primary task is to determine its structure, which allows to provide temperature control on the elements of the spacecraft design in different measurement ranges and with different requirements for accuracy and stability of measurement.

The article is devoted to the analysis of general requirements to the structure of the multi-channel interface temperature control module, in which the measuring channels can have different technical characteristics, and the choice of variants for measuring the resistance of thermal converters to ensure the elimination of the systematic component of the measurement error.

It is shown that in the structure of a unified multichannel interface temperature control module there should be a multichannel measurement scheme forming several measurement channels with different technical characteristics operating on a common channel of analog-to-digital conversion. To match the measuring channels with different input resistances and operating in different measurement ranges with the common channel of the analog-to-digital converter, it is necessary to use a controlled normalizing amplifier. To elimi-

Оптимизация структуры унифицированного многоканального интерфейсного модуля контроля температур

nate the systematic component of the measurement error, it is necessary to use three- or four-wire variants of the measurement schemes of thermal resistance converters, which allow the automatic compensation of the measurement error introduced by the resistances of the wires of the communication lines of the measuring cables, and the automatic calibration of the measurement error introduced by the measuring channels. To compensate for the nonlinear component of the measurement error introduced by thermal resistance converters, it is necessary on the basis of piecewise linear approximation of their nominal static characteristics to divide the operating ranges of measurement into subranges and to carry out automatic calibration measurement errors in each subrange separately.

Keywords: spacecraft, temperature control, measurement accuracy and stability, measuring instrument, thermal resistance converter, automatic compensation, automatic calibration.

References 183

- [1] Gornostaev A. I. Problems of unification of multi-channel interface temperature control module for measuring instruments of spacecraft // Spacecrafts & Technologies, 2019, vol. 3, no. 1, pp. 41–51. doi: 10.26732/2618-7957-2019-1-47-57.
- [2] Denisenko V. *Termopreobrazovateli soprotivleniya* [Thermal resistance converters] // Modern automation technology, 2014, no. 1, pp. 98–101. (In Russian)
- [3] *Teoriya izmerenij i kontrolya temperatury* [Theory of measurement and control of temperature]. Available at: https://sibcontrols.com/ru/tjeorija_izmjerjenij_i_kontrolja_tjempjeratury (accessed: 15.07.2019). (In Russian)
- [4] Andrusevich A., Guba A. *Termometry soprotivleniya: ot teorii k praktike* [Resistance thermometers: from theory to practice] // Components and technologies, 2011, no. 7, pp. 61–66. (In Russian)
- [5] O'Gredi A. *Metody vozbuzhdeniya izmeritel'nykh datchikov i primeneniye IS AD7711 i AD7730* [Methods of excitation of measuring sensors and the use of ICs AD7711 and AD7730] // Components and technologies, 2003, no. 3, pp. 50–55. (In Russian)
- [6] Izmeritel'nye preobrazovateli temperatury. Vidy, ustrojstvo, montazh, diagnostika, funkcii preobrazovatelya temperatury [Temperature measuring transducers. Types, device, installation, diagnostics, temperature converter functions]. Available at: http://www.eti.su/articles/izmeritelnaya-tehnika/izmeritelnaya-tehnika_1516.html (accessed: 15.07.2019). (In Russian)
- [7] Mikheev P. V., Mikheeva E. P. *Ustroystvo dlya izmereniya temperatury* [Device for measuring temperature]. Patent RU 2447412, 2012, bulletin no. 10.
- [8] Wilop L. E. Avtokalibrovka izmeritel'nogo kanala po vkhodu kanala preobrazovaniya elektricheskikh velichin [Autocalibration measuring channel on the input channel conversion electric values] // Bulletin of the Samara State Aerospace University, 2012, no. 7, pp. 54–58. (In Russian)
- [9] Mikheev P. V., Kuzub E. P. *Ustroystvo dlya izmereniya temperatury* [Device for measuring temperature]. Patent RU 2492436, 2013, bulletin no. 25.
- [10] Mikheev P. V., Shkolny V. N., Kuzub E. P. *Mnogokanal'noye ustroystvo dlya izmereniya temperatury* [Multichannel device for temperature measurement]. Patent RU № 2526195, 2014, bulletin no. 23.
- [11] Gornostaev A. I., Danykin V. A. *Interfeysnyy modul' kontrolya tem-peratur* [Interface temperature control module]. Patent RU 2562749, 2015, bulletin no. 25.

Сведения об авторах

Азин Антон Владимирович — кандидат физикоматематических наук, старший научный сотрудник Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета. Окончил Томский государственный университет в 2010 году. Область научных интересов: механика деформируемого твердого тела, космическая техника.

Буров Андрей Ефимович — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник Института вычислительных технологий СО РАН. Окончил Красноярский политехнический институт в 1987 году. Область научных интересов: механика деформирования и разрушения, численное моделирование.

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

Доронин Сергей Владимирович — кандидат технических наук, ведущий научный сотрудник Института вычислительных технологий СО РАН. Окончил Красноярский институт цветных металлов в 1985 году. Область научных интересов: механика деформирования и разрушения, машиностроение.

Иванов Данил Сергеевич — кандидат физико-математических наук, доцент, старший научный сотрудник Института прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН. Окончил Московский физико-технический институт в 2010 году. Область научных интересов: определение движения, формации спутников, обработка данных.

Кузнецов Станислав Александрович — ведущий специалист АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский федеральный университет в 2007 году. Область научных интересов: механика деформируемого твердого тела, космическая техника.

Лепихин Анатолий Михайлович – доктор технических наук, главный научный сотрудник Института вычислительных технологий СО РАН. Окончил Красноярский политехнический институт в 1976 году. Область научных интересов: механика деформирования и разрушения, вероятностные методы рисканализа конструкций.

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: анизогридные конструкции космического назначения, механика композитных материалов.

Малыгин Денис Владимирович — главный конструктор Лаборатории «Астрономикон». Область научных интересов: мехатроника и робототехника, системная инженерия космического приборостроения, продуктовый менеджмент аэрокосмической детальности, форсайт и техноброкерство сверхмалых космических аппаратов.

Меус Сергей Владимирович — начальник сектора АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва в 2004 году. Область научных интересов: модальный анализ, нежесткие элементы конструкции, системы ориентации и стабилизации связных космических аппаратов.

Москвичев Владимир Викторович – доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник Института вычислительных технологий СО РАН. Окончил Красноярский политехнический институт в 1975 году. Область научных интересов: механика деформирования и разрушения материалов, конструкционная прочность, надежность и безопасность технических систем.

Москвичев Егор Владимирович — кандидат технических наук, старший научный сотрудник Института вычислительных технологий СО РАН. Окончил Красноярский государственный технический университет в 2006 году. Область научных интересов: механика разрушения, испытания материалов, анализ напряженно-деформированного состояния конструкций технических систем.

Нуралиева Анна Борисовна – кандидат физикоматематических наук, научный сотрудник Института прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН. Окончила Московский физико-технический институт в 2008 году. Область научных интересов: нежесткие элементы конструкции, динамические системы, тросовые системы, модальный анализ.

Овчинников Андрей Викторович — начальник отдела АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Окончил Новосибирский государственный университет в 1991 году. Область на-

учных интересов: проектирование систем ориентации и стабилизации, анализ микровибраций, нежесткие элементы конструкции, разработка датчиков и исполнительных органов систем ориентации и стабилизации.

Овчинников Михаил Юрьевич — доктор физико-математических наук, профессор, заведующий отделом «Динамика космических систем» Института прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН. Окончил Московский физико-технический институт в 1977 году. Область научных интересов: теоретическая механика, динамика космического полета, прикладная небесная механика и баллистика, групповые полеты, системы ориентации для малых спутников.

Пожаркова Ирина Николаевна – кандидат технических наук, доцент, профессор кафедры пожарно-технических экспертиз ФГБОУ ВО Сибирская пожарно-спасательная академия ГПС МЧС России. Окончила Красноярский государственный технический университет в 2003 году. Область научных интересов: математическое моделирование систем и процессов.

Пономарев Сергей Александрович — младший научный сотрудник Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета. Окончил Томский государственный университет в 2010 году. Область научных интересов: механика деформируемого твердого тела, космическая техника.

Пономарев Сергей Васильевич – доктор физикоматематических наук, старший научный сотрудник, заведующий лабораторией Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета. Окончил Томский государственный университет в 1971 году. Область научных интересов: механика деформируемого твердого тела, космическая техника.

Рикконен Сергей Владимирович – кандидат технических наук, доцент, старший научный сотрудник Научно-исследовательского института прикладной математики и механики Томского государственного университета. Окончил Томский политехнический университет в 1974 году. Область научных интересов: электромеханика, вибрация, нефтехимия, автоматика, приводы.

Ролдугин Дмитрий Сергеевич — кандидат физико-математических наук, старший научный сотрудник Института прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН. Окончил Московский физико-технический институт в 2010 году. Область научных интересов: динамика космического полета, системы ориентации для малых спутников, магнитные системы ориентации.

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

Ткачев Степан Сергеевич — кандидат физико-математических наук, доцент, старший научный сотрудник Института прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН. Окончил Московский физико-технический институт в 2008 году. Область научных интересов: системы ориентации для малых спутников, нежесткие элементы конструкции, теоретическая механика, гироскопические системы.

Устименко Валерия Владимировна — студент Сибирского федерального университета. Область научных интересов: моделирование систем и процессов в различных средах проектирования.

Чубарь Алексей Владимирович — кандидат технических наук, доцент, руководитель научно-учебной лаборатории АСУТП Сибирского федерального университета. Окончил Красноярский политехнический институт в 1980 году. Область научных интересов: моделирование и разработка систем управления техническими устройствами и технологическими процессами.

Шестаков Сергей Алексеевич — младший научный сотрудник Института прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН. Окончил Московский физикотехнический институт в 2015 году. Область научных интересов: динамические системы, формации спутников.

Шестоперов Алексей Игоревич — младший научный сотрудник Института прикладной математики им. М. В. Келдыша РАН. Окончил Московский физико-технический институт в 2017 году. Область научных интересов: теория управления, динамические системы, нежесткие элементы конструкции.

Якимов Евгений Николаевич — главный конструктор АО «Информационные спутниковые системы» им. акад. М. Ф. Решетнёва». Окончил Томский институт автоматизированных систем управления и радиоэлектроники в 1977 году. Область научных интересов: стационарные плазменные двигатели, ионные двигатели, реактивные двигатели ориентации, разработка систем ориентации и коррекции космических аппаратов, устройства поворота двигателей коррекции космических аппаратов.

Яковлев Олег Яковлевич – инженер Лаборатории «Астрономикон». Окончил Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в 2018 году. Область научных интересов: проектирование космических систем и космических аппаратов, системная инженерия космического приборостроения.

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 (населённый 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).

PEШЕТНЕВСКИЕ ЧТЕНИЯ | RESHETNEV READINGS

XXIII Международная научно-практическая конференция, посвященная памяти генерального конструктора ракетно-космических систем академика Михаила Федоровича Решетнева XXIII Anniversary International Scientific Conference "RESHETNEV READINGS" dedicated to the memory of the space-rocket systems general designer academician Mikhail Fedorovich Reshetnev







11-15 ноября 2019 г. (Красноярск-Железногорск, Россия)

November 11–15, 2019 (Krasnoyarsk - Zheleznogorsk, Russia)

НАПРАВЛЕНИЯ РАБОТЫ КОНФЕРЕНЦИИ

- •Проектирование и производство летательных аппаратов, космические исследования и проекты;
- •Крупногабаритные трансформируемые конструкции КА;
- Проектирование, производство и испытания двигателей летательных аппаратов;
- •Тепломассообменные процессы в конструкциях ЛА, энергетических установок и систем жизнеобеспечения;
- •Технологии ракетостроения;
- •Системы управления, космическая навигация и связь;
- •Космическое и специальное электронное приборостроение;
- •Электронная компонентная база космических систем;
- •Контроль и испытания ракетно-космической техники;
- Малые космические аппараты: производство, эксплуатация и управление:
- Использование данных дистанционного зондирования Земли и геоинформационных систем для мониторинга и моделирования природной среды;
- •Эксплуатация и надежность авиационной техники;

ДО 08 СЕНТЯБРЯ 2019

зарегистрироваться на сайте конференции

www.reshetnev.sibsau.ru,

прикрепить через сайт конференции (архивом):

тезисы доклада, акт экспертного заключения,

заключение комиссии экспортного контроля.

- •Технология и мехатроника в машиностроении;
- Механика специальных систем;
- Наноматериалы, нанотехнологии и информационные системы в аэрокосмической отрасли;
- Механика сплошных сред (газодинамика, гидродинамика, теория упругости и пластичности, реология);

- •Химия и химические технологии:
- •Прикладная математика:
- •Техносферная безопасность:
- •Комплексная переработка возобновляемого сырья:
- •Математические методы моделирования, управления и анализа ланных:
- •Информационно-управляющие системы;
- •Прикладная информатика;
- •Программные средства и информационные технологии;
- •Информационная безопасность;
- •Эффективность функционирования сложных систем (теория эффективности, методы исследования, Data Envelopment Analysis/Анализ Среды Функционирования);
- Организационно-экономические проблемы промышленных комплексов;
- •Логистика и управление цепями поставок на предприятии;
- Экономика труда и управление человеческими ресурсами на предприятиях ракетно-космической отрасли;
- Инновационные технологии управления, интеллектуальная собственность и международная кооперация в наукоемких производствах;
- Современное состояние и перспективы развития инженерного образования.

ЭТАПЫ И ДАТЫ

ДО 15 СЕНТЯБРЯ 2019

предоставить ОРИГИНАЛЫ ДОКУМЕНТОВ в оргкомитет.

до 30 СЕНТЯБРЯ 2019

рассмотрение материалов Оргкомитетом, уведомление участников о принятии докладов.

Рабочие языки конференции: РУССКИЙ, АНГЛИЙСКИЙ

Стоимость участия и условия оплаты, сборник материалов (включен в базу данных РИНЦ) и программу мероприятия в электронном виде можно посмотреть на сайте конференции www.reshetnev.sibsau.ru.

Контакты оргкомитета конференции: 660037, г. Красноярск, проспект имени газеты «Красноярский рабочий», д. 31, тел.: (391) 291-90-23, факс (391)264-47-09, e-mail: reshetnev_sibgu@mail.ru







