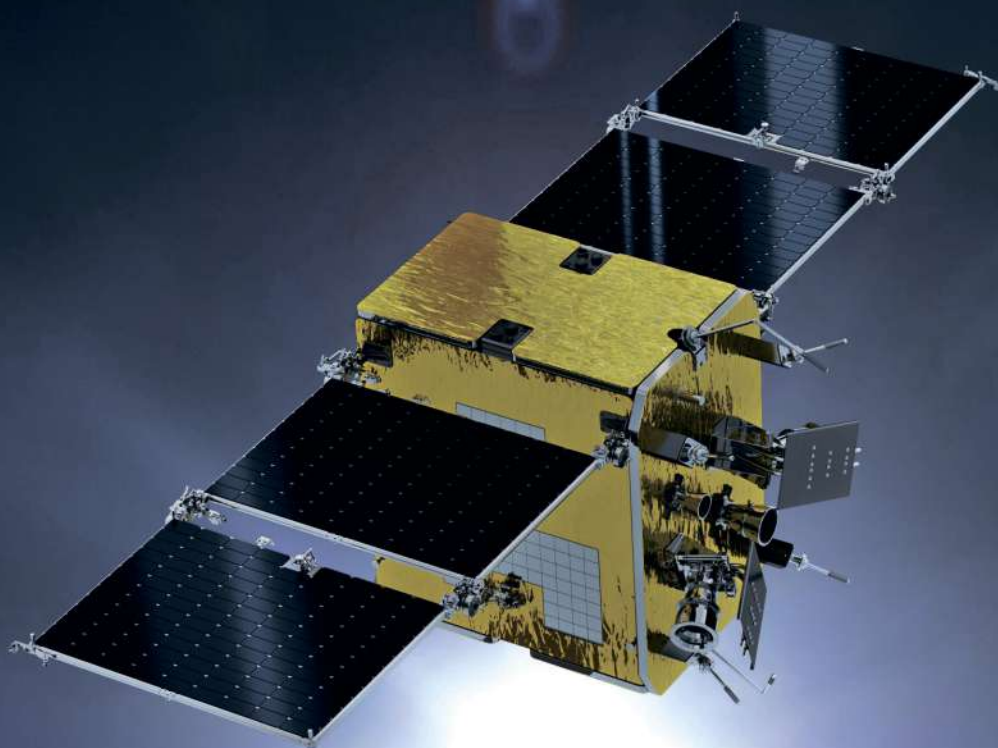


КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS & TECHNOLOGIES



КА «Скиф-Д»

Разработчик и производитель: АО «РЕШЕТНЁВ»



Технологическая платформа

НИСС

Национальная Информационная
Спутниковая Система

**№4 (42)
2022**



НИСС

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

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

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

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

Сайт ТП «НИСС»: tp.iss-reshetnev.ru

ISSN 2618-7957

КОСМИЧЕСКИЕ АППАРАТЫ И ТЕХНОЛОГИИ

SPACECRAFTS &
TECHNOLOGIES

Том 6

№ 4 (42)

2022

Выходит один раз в три месяца

Красноярский край
Железногорск

Космические аппараты и технологии

Главный редактор
Тестоедов Николай Алексеевич
академик 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
Алифанов Олег Михайлович
академик РАН, д-р техн. наук, профессор (Москва)
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)

Шайдулов 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)

Надирадзе Андрей Борисович
д-р техн. наук, профессор (Москва)

Овчинников Сергей Геннадьевич
д-р физ.-мат. наук, профессор (Красноярск)

Панько Сергей Петрович
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

Пчеляков Олег Петрович
д-р физ.-мат. наук, профессор (Новосибирск)

Фатеев Юрий Леонидович
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

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

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

Чернявский Александр Григорьевич
(Королёв)

Редакционная коллегия
Головёнкин Евгений Николаевич
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Двирный Валерий Васильевич
д-р техн. наук, профессор (Железногорск)

Лопатин Александр Витальевич
д-р техн. наук, профессор (Красноярск)

Охоткин Кирилл Германович
д-р физ.-мат. наук, доцент (Железногорск)

Пономарев Сергей Васильевич
д-р техн. наук (Томск)

Матвеев Станислав Алексеевич
канд. техн. наук (Санкт-Петербург)

Непомнящий Олег Владимирович
канд. техн. наук, доцент (Красноярск)

Симунин Михаил Максимович
канд. техн. наук, доцент (Красноярск)

Смотров Андрей Васильевич
канд. техн. наук (Жуковский)

Сухотин Виталий Владимирович
канд. техн. наук, доцент (Красноярск)

Хартов Станислав Викторович
канд. техн. наук (Красноярск)

Ежеквартальный научный журнал

Издается с 2012 года

ISSN 2618-7957

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

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

Журнал зарегистрирован Федеральной службой по надзору в сфере связи, информационных технологий и массовых коммуникаций (свидетельство ПИ № ФС77-72862 от 22.05.2018 г.)

Импакт-фактор РИНЦ за 2021 г. – 0,283.

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

Тематические направления журнала:

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

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

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

Адрес учредителя, редакции и издателя:
662972, Красноярский край, г. Железногорск,
ул. Ленина, 52, корп. 4, ком. 224
e-mail: spacecrafts.technologies@yandex.ru
<http://www.journal-niss.ru>

Подписной индекс журнала в каталоге «Пресса России» 39491
Тираж 200 экз. Заказ 17774
Дата выхода в свет 20.12.2022

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

Свободная цена

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

Spacecrafts & Technologies

Chief Editor

Testoyedov Nikolay A.

Academician of RAS, Doctor of Engineering,
Professor, Chairman of Editorial Board (Russian Federation)

Deputy Chief Editor

Khalimanovich Vladimir I.

PhD in Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation)

Executive Secretary

Khnykin Anton V.

PhD in Engineering (Russian Federation)

Editorial Board

Alifanov Oleg M.

Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Annin Boris D.

Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics,
Professor (Russian Federation)

Popov Garry A.

Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Shabanov Vasily Ph.

Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics,
Professor (Russian Federation)

Vasiliev Valery V.

Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Makhutov Nikolay A.

Corresponding Member of RAS, Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Petrukovich Anatoly A.

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

Shaidurov Vladimir V.

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

Belyaev Boris A.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Chebotarev Victor E.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Fateev Yury L.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Garin Eugene N.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Khartov Victor V.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Kosenko Victor E.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Krasilshchikov Michael N.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Medvedtskiy Alexander L.

Doctor of Physics and Mathematics (Russian Federation)

Nadiradze Andrey B.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Ovchinnikov Sergey G.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation)

Panko Sergey P.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Pchelyakov Oleg P.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (Russian Federation)

Cherniavsky Alexander G.

(Russian Federation)

Editorial Council

Golovenkin Eugene N.

Doctor of Engineering, Professor, Professor (Russian Federation)

Dvirny Valery V.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Lopatin Alexander V.

Doctor of Engineering, Professor (Russian Federation)

Okhotkin Kirill G.

Doctor of Physics and Mathematics, Associate Professor (Russian Federation)

Ponomarev Sergey V.

Doctor of Physics and Mathematics (Russian Federation)

Khartov Stanislav V.

PhD in Engineering (Russian Federation)

Matveev Stanislav A.

PhD in Engineering (Russian Federation)

Nepomnyashy Oleg V.

PhD in Engineering, Associate Professor (Russian Federation)

Simunin Mikhail M.

PhD in Engineering, Associate Professor (Russian Federation)

Smotrov Andrey V.

PhD in Engineering (Russian Federation)

Sukhotin Vitaly V.

PhD in Engineering, Associate Professor (Russian Federation)

Scientific quarterly journal

Published since 2012

ISSN 2618-7957

Publisher and Founder:

Association «Technology Platform

«National Information Satellite System»

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

The journal is registered by the the Federal Service for Supervision of Communications, Information Technology and Mass Communications (PI certificate no. FS77-72862, May 22, 2018).

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

The journal sections:

- Rocket and space equipment;
- New materials and technologies in space equipment;
- Space instrument engineering;
- Space Services;
- Innovations of the space industry.

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

The publication of manuscripts is free of charge.

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

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

**В. Е. Чеботарев, Р. Ф. Фаткулин,
Г. В. Дмитриев, Н. В. Луконин**
МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ
ЭЛЕКТРООБОГРЕВАТЕЛЕЙ НЕГЕРМЕТИЧНОГО
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

Ш. Чэнь, Ю. М. Заболотнов
РОБАСТНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПРИ
ФОРМИРОВАНИИ ВРАЩАЮЩЕЙСЯ ТРОСОВОЙ
ГРУППИРОВКИ МИКРОСПУТНИКОВ
КОНФИГУРАЦИИ «СТУПИЦА-СПИЦЫ»
С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НЕРАВЕНСТВА
ГАМИЛЬТОНА-ЯКОБИ

**А. В. Иванов, К. А. Кушнир,
В. О. Шевчугов, А. Н. Климов**
РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ОСНАТКИ
ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ АВТОНОМНЫХ ИСПЫТАНИЙ
ФОРМООБРАЗУЮЩЕЙ СТРУКТУРЫ
ЗОНТИЧНОГО РЕФЛЕКТОРА

**А. В. Горбунов, О. И. Желтышев, А. С. Саблин,
М. А. Загайнов, С. А. Кузнецов**
ОСОБЕННОСТИ РАЗРАБОТКИ
ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ РЕДУКТОРНОЙ
СБОРКИ ПРИВОДА
КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

Л. С. Удод, В. Н. Наговицин
ПОДГОТОВКА ПОВЕРХНОСТИ ДЕТАЛЕЙ
ИЗ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ ПОД СКЛЕИВАНИЕ
С ДЕТАЛЯМИ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ
КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Е. Н. Лоскутов, Я. В. Файда, А. Д. Губарев
ОПТИМИЗАЦИЯ И ОЦЕНКА ТЕХНИЧЕСКОЙ
ГОТОВНОСТИ УСТАНОВКИ СЕЛЕКТИВНОГО
ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ
КОМПОНЕНТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

КОСМИЧЕСКОЕ ПРИБОРОСТРОЕНИЕ

Н. В. Морозов, Ю. И. Чони, И. Ю. Данилов
ГОДОГРАФ ЛОКАЛЬНОГО ФАЗОВОГО ЦЕНТРА
ИЗЛУЧАЮЩЕГО ЭЛЕМЕНТА НАВИГАЦИОННОЙ
АНТЕННЫ ГЛОНАСС

А. И. Горностаев
МЕРЫ ПО ОСЛАБЛЕНИЮ ПОМЕХ НА УРОВНЕ
ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ
СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

ROCKET AND SPACE EQUIPMENT

**V. E. Chebotarev, R. F. Fatkulin,
G. V. Dmitriev, N. V. Lukonin**
APPROACH OF DESIGN OF ELECTRIC HEATERS
USED IN NON HERMETICALLY SEALED
STRUCTURE SPACECRAFTS

S. Chen, Yu. M. Zabolotnov
ROBUST CONTROL OF A HUB-SPOKE TETHERED
FORMATION SYSTEM OF MICROSATELLITES
USING HAMILTON-JACOBI INEQUALITY

**A. V. Ivanov, K. A. Kushnir,
V. O. Shevchugov, A. N. Klimov**
DEVELOPMENT OF TECHNOLOGICAL
EQUIPMENT FOR AUTONOMOUS TESTING OF
THE SHAPING STRUCTURE OF THE UMBRELLA
REFLECTOR

**A. V. Gorbunov, O. I. Zheltyshev, A. S. Sablin,
M. A. Zagainov, S. A. Kuznetsov**
FEATURES OF THE DEVELOPMENT
OF A SIMULATION MODEL OF THE GEARBOX
ASSEMBLY OF THE SPACECRAFT DRIVE

NEW MATERIALS AND TECHNOLOGIES IN SPACE EQUIPMENT

L. S. Udod, V. N. Nagovitsin
PREPARATION OF THE SURFACE OF PARTS
FROM TITANIUM ALLOYS FOR GLUING WITH
PARTS FROM POLYMER COMPOSITE MATERIALS

E. N. Loskutov, Ia. V. Faïda, A. D. Gubarev
OPTIMIZATION AND EVALUATION OF THE
TECHNICAL READINESS OF THE SELECTIVE
LASER MELTING FOR THE MANUFACTURE
OF SPACE TECHNOLOGY COMPONENTS

SPACE INSTRUMENT ENGINEERING

N. V. Morozov, Yu. I. Choni, I. Yu. Danilov
LOCAL PHASE CENTER HODOGRAPH
OF RADIATING ELEMENT'S NAVIGATION
ANTENNA GLONASS

A. I. Gornostaev
MEASURES FOR ATTENUATION
OF INTERFERENCE AT THE LEVEL OF DESIGN
OF THE MEASURING SYSTEM OF SPACECRAFT

МЕТОДИКА ПРОЕКТИРОВАНИЯ ЭЛЕКТРООБОГРЕВАТЕЛЕЙ НЕГЕРМЕТИЧНОГО КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

В. Е. Чеботарев^{1, 2} ✉, Р. Ф. Фаткулин¹,

Г. В. Дмитриев¹, Н. В. Луконин¹

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

² Сибирский федеральный университет,
г. Красноярск, Российская Федерация

Выявлена конструктивная особенность построения электрообогревателей для негерметичных космических аппаратов, использующих нагревательный элемент в виде ленты из материала с большим удельным сопротивлением, расположенной на плоском основании (электроизолирующей подложки) в виде змейки с организацией необходимых зазоров между лентами. Разработана математическая модель расчета основных проектных параметров электрообогревателей: мощность, масса, площадь обогреваемой поверхности. Сформирована номенклатура показателей эффективности, используемых в качестве критериев оптимизации: коэффициент использования мощности, коэффициент заполнения лентой электроизолирующей подложки, поверхностная плотность, энергомассовая эффективность, тепловая эффективность нагрева, целевая эффективность. Определены методические принципы ранжирования требований к параметрам электрообогревателей с использованием выбранных критериев оптимизации: предпочтительное использование материалов ленты с большим удельным сопротивлением и минимальной толщины. Сформулирован способ пошагового расчета параметров электрообогревателей при наличии ограничений по предельной плотности теплового потока, определяемой из условий применения электрообогревателей. Выработаны общие рекомендации по выбору параметров электрообогревателей: использовать повышенное напряжение, минимизировать толщину ленты нагревательного элемента и ширину зазора между лентами, минимальное значение длины ленты определять для предельной плотности теплового потока при заданном номинале напряжения.

Ключевые слова: космический аппарат, электрообогреватель, математическая модель, методика проектирования.

Введение

Электрообогреватели (ЭО) космического аппарата (КА) совместно со средствами охлаждения используются для поддержания заданного теплового режима оборудования, создавая необходимое равновесие между притоком и оттоком тепла от этого оборудования [1–6].

На КА негерметичного исполнения применяются электрообогреватели плоского типа, использующие нагревательный элемент (НЭ) в виде ленты из материала с большим удельным сопротивлением, расположенной на плоском основании в виде змейки с организацией необходимых зазоров между лентами [2; 6–10] (рис. 1).

1. Математическая модель определения параметров ЭО

Основными проектными параметрами ЭО являются: мощность, масса, площадь обогреваемой поверхности [1; 2; 6].

Мощность ЭО ($N_{\text{ЭО}}$) определяется по формулам для электрических цепей постоянного тока [2; 3]:

$$N_{\text{ЭО}} = I_{\text{ЭО}} \cdot U = I_{\text{ЭО}}^2 \cdot R_{\text{НЭ}} = \frac{U^2}{R_{\text{НЭ}}}, \quad (1)$$

$$R_{\text{НЭ}} = \frac{\rho_{\text{НЭ}} \cdot l_{\text{НЭ}}}{S_{\text{НЭ}}}, \quad S_{\text{НЭ}} = a_{\text{П}} \cdot b_{\text{П}}, \quad (2)$$

где U – напряжение электропитания ЭО, $I_{\text{ЭО}}$ – сила тока ЭО, $R_{\text{НЭ}}$ – электрическое сопротивление НЭ, $S_{\text{НЭ}}$ – площадь сечения НЭ, $a_{\text{П}}$, $b_{\text{П}}$ – ширина и тол-

✉ chebotarev@iss-reshetnev.ru

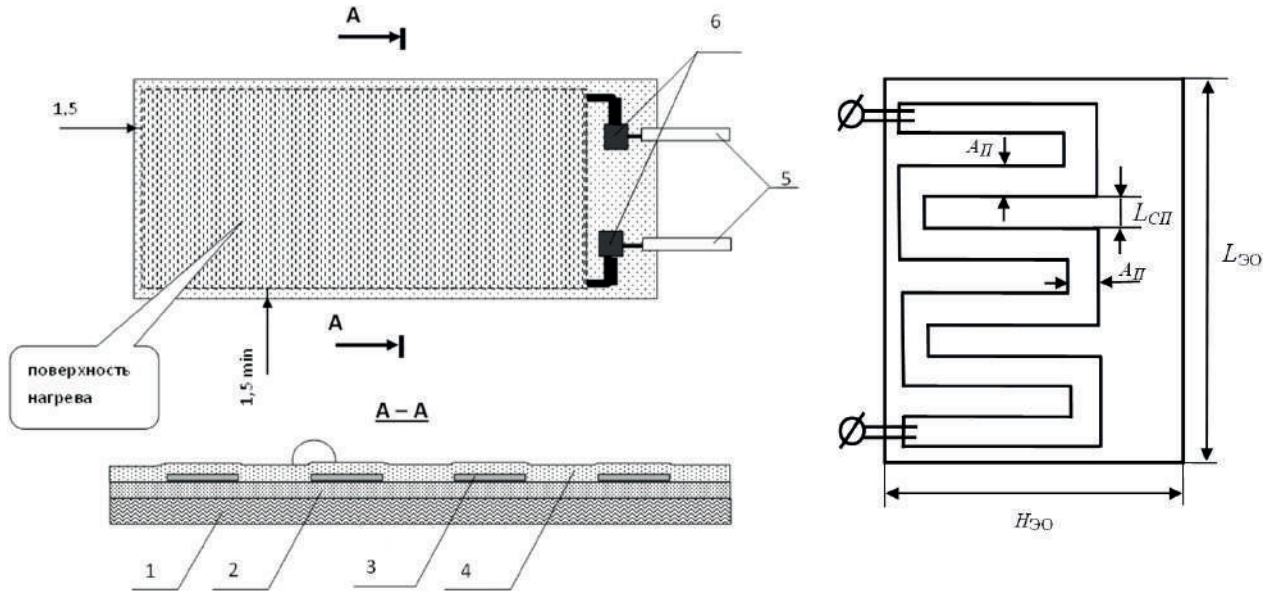


Рис. 1. Схема электрообогревателя:

1 – основание; 2 – связующий слой; 3 – нагревательный элемент (плоская лента); 4 – изолирующий слой (накладка); 5 – гибкие токовыводы; 6 – контактные площадки

щина ленты НЭ, $\rho_{\text{НЭ}}$ – удельное электрическое сопротивление материала НЭ, $l_{\text{НЭ}}$ – длина ленты НЭ.

Площадь обогреваемой с помощью ЭО поверхности $F_{\text{ЭО}}$ зависит от площади поверхности ленты $F_{\text{НЭ}}$ и коэффициента заполнения лентой электроизолирующей подложки K_3 :

$$F_{\text{ЭО}} = h_{\text{ЭО}} \cdot L_{\text{ЭО}}, \quad F_{\text{НЭ}} = l_{\text{НЭ}} \cdot a_{\text{П}}, \quad (3)$$

$$F_{\text{Н}} = l_{\text{НЭ}} \cdot (a_{\text{П}} + L_{\text{СП}}), \quad K_3 = \frac{F_{\text{НЭ}}}{F_{\text{ЭО}}} = \frac{1 - F_{\text{Т}}/F_{\text{Н}}}{1 + L_{\text{СП}}/a_{\text{П}}}, \quad (4)$$

где $F_{\text{Т}}$ – технологическая площадь подложки, $F_{\text{Н}}$ – площадь поверхности нагрева, $L_{\text{СП}}$ – ширина зазора между лентами, $h_{\text{ЭО}}$ и $L_{\text{ЭО}}$ – геометрические размеры ЭО.

Масса ЭО формируется как сумма масс нагревательного элемента $m_{\text{НЭ}}$, электроизолирующей подложки и клея $m_{\text{ЭП}}$:

$$m_{\text{ЭО}} = m_{\text{НЭ}} + m_{\text{ЭП}} = F_{\text{НЭ}} \left(\gamma_{\text{НЭ}} \cdot b_{\text{П}} + \frac{\gamma_{\text{ЭП}}}{K_3} \right), \quad (5)$$

$$m_{\text{НЭ}} = \gamma_{\text{НЭ}} \cdot l_{\text{НЭ}} \cdot S_{\text{НЭ}},$$

где $\gamma_{\text{ЭП}}$ – поверхностная плотность подложки, $\gamma_{\text{НЭ}}$ – объемная плотность ленты НЭ.

Эффективность применения ЭО характеризуется следующими относительными показателями [2]: коэффициент использования мощности $K_{\text{и}}$, коэффициент заполнения K_3 , поверхностная плотность $m_{\text{уд}}$, энергомассовая эффективность $q_{\text{эм}}$, тепловая эффективность нагрева $q_{\text{эн}}$.

Для плоских ЭО тепловой поток от ЭО ($N_{\text{ЭО}}$) к нагреваемому объекту ($N_{\text{НО}}$) в вакууме передается в основном кондуктивным способом с частичной потерей вследствие излучения с противоположной поверхности ЭО в окружающее про-

странство [1; 2; 4]. Эти потери задаются в виде коэффициента использования мощности и определяются по результатам тепловых расчетов ЭО с выбранными параметрами, учитывающих условия его размещения и эксплуатации:

$$K_{\text{и}} = \frac{N_{\text{НО}}}{N_{\text{ЭО}}} \leq 1. \quad (6)$$

Поверхностная плотность ЭО определяется следующим уравнением:

$$m_{\text{уд}} = \frac{m_{\text{ЭО}}}{F_{\text{ЭО}}} = (\gamma_{\text{пр}} \cdot b_{\text{П}} \cdot K_{3\text{АП}} + \gamma_{\text{ЭП}}). \quad (7)$$

Энергомассовая эффективность ЭО определяется следующим уравнением:

$$N_{\text{уд}} = \frac{N_{\text{ЭО}}}{m_{\text{ЭО}}} = I_{\text{ЭО}}^2 \cdot \frac{1}{S_{\text{НЭ}}} \cdot \frac{\rho_{\text{НЭ}}}{\gamma_{\text{НЭ}}} \cdot \frac{K_{\text{и}}}{1 + \frac{\gamma_{\text{ЭП}} \cdot K_3}{\gamma_{\text{НЭ}} \cdot b_{\text{П}}}} = j_{\text{ЭО}}^2 \cdot \frac{\rho_{\text{НЭ}}}{\gamma_{\text{НЭ}}} \cdot \frac{K_{\text{и}}}{1 + 1 + \frac{\gamma_{\text{ЭП}} \cdot K_3}{\gamma_{\text{НЭ}} \cdot b_{\text{П}}}}. \quad (8)$$

Тепловая эффективность ЭО ($q_{\text{эн}}$) и НЭ ($q_{\text{НЭ}}$) определяется следующими уравнениями:

$$q_{\text{эн}} = K_{\text{и}} \cdot K_3 \cdot q_{\text{НЭ}}, \quad q_{\text{НЭ}} = \frac{N_{\text{ЭО}}}{F_{\text{НЭ}}} = \frac{\rho_{\text{НЭ}}}{a_{\text{П}}^2 \cdot b_{\text{П}}} \cdot \left(\frac{N_{\text{ЭО}}}{U} \right)^2. \quad (9)$$

$$q_{\text{НЭ}} = \frac{N_{\text{ЭО}}}{F_{\text{НЭ}}} = \rho_{\text{НЭ}} \cdot b_{\text{П}} \cdot \left(\frac{N_{\text{ЭО}}}{U \cdot S_{\text{НЭ}}} \right)^2 = \rho_{\text{НЭ}} \cdot b_{\text{П}} \cdot j_{\text{ЭО}}^2; \quad j_{\text{ЭО}} = \frac{I_{\text{ЭО}}}{S_{\text{НЭ}}}. \quad (10)$$

$$q_{нз} = \frac{N_{зо}}{F_{нз}} = \frac{b_{п}}{\rho_{нз}} \cdot \left(\frac{U}{l_{нз}} \right)^2. \quad (11)$$

2. Методические принципы ранжирования требований к параметрам ЭО

При применении ЭО на КА критичными параметрами являются его площадь и геометрические размеры, в то время как масса ЭО, ввиду ее малости, уходит на второй план.

Поэтому ранжированная последовательность относительных показателей, используемых в качестве критериев, следующая: $\max K_{и}$, $\max K_{зап}$, $\max q_{эн}$, $\max N_{уд}$, $\min m_{уд}$.

Совместное использование двух критериев – $q_{эн}(\rho_{нз}) \rightarrow \max$ и $N_{уд} \left(\frac{\rho_{нз}}{\gamma_{нз}} \right) \rightarrow \max$ – позволяет провести предварительное ранжирование материалов ленты НЭ (табл.).

Таблица

Параметры материалов ленты НЭ

№ п/п	Наименование	$\rho_{пр}$, Ом·мм ² /м	$\gamma_{пр}$, кг/л	$\frac{\rho_{пр}}{\gamma_{пр}}$
1	Вольфрам	0,055	19,1	0,003
2	Константан	0,5	8,9	0,056
3	Нихром	1,12	8,4	0,133

Анализ представленных в таблице данных позволяет сформулировать предпочтительное использование в НЭ двух типов материалов: нихрома и константана, дальнейший выбор которых определяется исходя из конструктивно-технологических показателей [2; 5].

Также совместное использование двух критериев: $q_{эн}(I_{зо}) \rightarrow \max$ и $N_{уд}(I_{зо}) \rightarrow \max$ обуславливает предпочтительное использование повышенной силы тока в цепи ЭО, что приводит к увеличению массы силовых кабелей электропитания ЭО [1; 2]:

$$m_K = K_{об} \cdot \gamma_K \cdot l_K \cdot S_K, \quad (12)$$

$$S_K = \frac{I_{зо}}{j_K},$$

где $K_{об}$ – коэффициент конструктивных затрат массы на формирование двухпроводной медной шины кабеля; γ_K – объемная плотность провода кабеля; l_K – длина кабеля; S_K – площадь сечения одного провода; $I_{зо}$ – сила тока в цепи подачи питания на ЭО; j_K – допустимая плотность тока в цепи подачи питания на приборы.

Если сечение провода кабеля выбирается из условия $S_K \geq \frac{I_{зо}}{j_K}$ и для конкретного значения мощности ЭО, то, согласно формуле (1),

$I_{зо} = \frac{N_{зо}}{U}$, т. е. применение высокого напряжения снижает силу тока в цепи подачи питания на ЭО и, соответственно, массу кабелей.

Использование критерия $m_{уд}(b_{п}) \rightarrow \min$ позволяет сформулировать предпочтительное использование ленты ЭО минимальной толщины $b_{п} \rightarrow \min$.

Одновременное использование двух критериев: $q_{эн} \rightarrow \max$ и $N_{уд} \rightarrow \max$ позволяет провести предварительное ранжирование геометрических параметров ленты НЭ, только в виде комплексного показателя $a_{п}^2 \cdot b_{п} \rightarrow \min$ и показателей эффективности ЭО $K_{и} \rightarrow \max$, $K_{зап} \rightarrow \max$ (за счет уменьшения ширины зазора между лентами $L_{СП}$).

3. Способы определения параметров ЭО при наличии ограничений

Максимальная величина тепловой эффективности ограничена допустимым средним по поверхности ЭО тепловым потоком $q_{п}$ и локальным тепловым потоком под НЭ $q_{лп}$ [2; 4–10]. В формализованном виде ограничение на тепловую эффективность ЭО представляется как неравенство [2]:

$$q_{эн} = K_{и} \cdot K_{зап} \cdot q_{нз} \leq q_{п}, \quad (13)$$

$$q_{нз} \leq q_{лп}.$$

Величина предельной плотности теплового потока $q_{п}$ и $q_{лп}$ определяется из условий применения ЭО и задается в виде требования к конкретному типу ЭО [1; 2; 4–10].

На основе формулы (13) предлагается сформировать показатель целевой эффективности ЭО:

$$K_{цз} = \frac{q_{эн}}{q_{п}} \leq 1,$$

который характеризует степень приближения проектного значения тепловой эффективности к предельно допустимому значению.

Расчет допустимых значений геометрических параметров ЭО по вышеприведенным формулам с учетом тепловых и конструктивно-технологических ограничений осуществляется в следующей последовательности [2].

На первом шаге, используя уравнение (10) для принятых значений сомножителей, определяется ограничение сверху на значение толщины ленты НЭ $b_{пр}$, при которой достигается предельная плотность теплового потока:

$$b_{п} \leq \frac{q_{лп}}{\rho_{пз} \cdot j_{зо}^2} = b_{пр}. \quad (14)$$

Например, для разработанных образцов НЭ из константана при $q_{п} = 2,2$ Вт/см², $j_{зо} = 5$ А/мм², $K_{и} \cdot K_{зап} = 0,5$ получим $b_{пр} = 3,6$ мм. Технологические ограничения на толщину ленты снизу составляют

$b_{\text{пр}} \geq b_0 = 0,012$ мм [2; 6]. Поэтому, для минимизации поверхностной плотности ЭО, принимают $b_{\text{пр}} = b_0$.

На втором шаге, используя уравнение (11) для выбранного номинала напряжения и принятого значения $b_{\text{п}} = b_0$, определяется минимальное значение длины ленты НЭ l_0 , при которой достигается предельная плотность теплового потока:

$$l_0 = U \cdot \sqrt{\frac{b_0}{q_{\text{лп}} \cdot \rho_{\text{нэ}}}}. \quad (15)$$

В результате выбирается длина ленты $l_{\text{в}} \geq l_0$.

Расчетное значение минимальной длины ленты при заданных $q_{\text{лп}} = 4,4$ Вт/см² (при $K_{\text{и}} \cdot K_{\text{зап}} = 0,5$) и $b_0 = 0,012$ мм зависит только от напряжения и для двух номиналов равно: $l_0 = 2,384$ (100 В) и $0,644$ м (27 В) [2; 5; 6].

На третьем шаге для выбранного номинала напряжения U и длины ленты $l_{\text{в}}$, используя формулу (1), определяют минимальную ширину ленты $a_{\text{н}}$ для заданных значений $N_{\text{зо}}$ и b_0 :

$$a_{\text{н}} = \frac{\rho_{\text{нэ}} \cdot N_{\text{зо}} \cdot l_{\text{в}}}{U^2 \cdot b_0}. \quad (16)$$

В результате формируется ограничение на выбираемую ширину ленты $a_{\text{в}} \geq a_{\text{н}}$.

На четвертом шаге для выбранных значений $l_{\text{в}}$ и $a_{\text{в}}$ определяется электрическое сопротивление

НЭ по формуле (2) и площадь поверхности провода по формуле (3):

$$R_{\text{нэ}} = \frac{\rho_{\text{нэ}} \cdot l_{\text{в}}}{a_{\text{в}} \cdot b_0}. \quad (17)$$

$$F_{\text{нэ, мин}} = l_{\text{в}} \cdot a_{\text{в}}. \quad (18)$$

Результаты расчета приведены на графиках рис. 2 для выбранных исходных данных: $q_{\text{лп}} = 2,2$ Вт/см²; $b_0 = 0,012$ мм; $K_{\text{и}} \cdot K_{\text{зап}} = 0,5$; двух значений минимальной длины ленты при двух номиналах напряжения – $l_0 = 0,644$ м и $U = 27$ В (график 1), $l_0 = 2,384$ м и $U = 100$ В (график 2). При этом использована логарифмическая форма представления результатов: $\log N_{\text{зо}}$ [Вт], $\log R_0$ [Ом], $\log a$ [мм].

Полученные значения параметров ленты используются для разработки конструкторской документации на изготовление ЭО: геометрических размеров ЭО, схемы укладки ленты (рисунка резистивного слоя) согласно рис. 1. При этом в качестве первого приближения в расчетах геометрических размеров ЭО принимается значение коэффициента заполнения в диапазоне 0,5–0,75 [2; 6–10].

По результатам конструкторской разработки ЭО уточняются значения $K_{\text{и}}$ и $K_{\text{з}}$, осуществляется оценка его массы, а также показателей эффективности $q_{\text{эн}}$ и $K_{\text{цэ}}$.

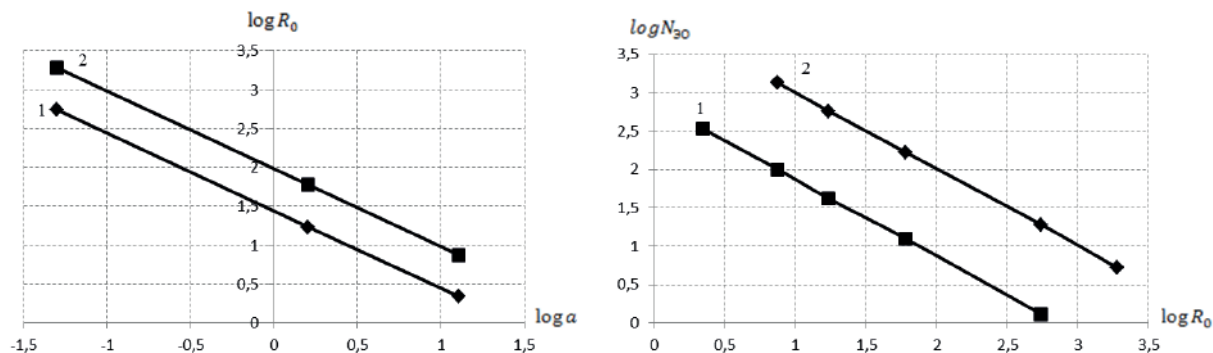


Рис. 2. Логарифмические зависимости проектных параметров ЭО:

1 – $l_0 = 2,384$ м (100 В); 2 – $l_0 = 0,644$ м (27 В)

Заключение

В результате выполненной работы получены следующие результаты:

1. Разработана математическая модель расчета электрических параметров ЭО и сформирована номенклатура показателей эффективности.
2. Определены методические принципы ранжирования требований к параметрам ЭО и критериям оптимизации.
3. Сформулированы методические принципы определения параметров ЭО при наличии ограничений по предельной плотности теплового потока, определяемой из условий применения ЭО.

4. Выработаны общие рекомендации по выбору параметров ЭО:

- повышенное напряжение целесообразно применять для ЭО большой мощности, чтобы снизить массу кабелей подачи питания;
- толщину ленты нагревательного элемента необходимо минимизировать, чтобы снизить массу ЭО;
- минимальное значение длины ленты определять для предельной плотности теплового потока;
- ширину зазора между лентами необходимо минимизировать, чтобы уменьшить площадь ЭО.

Список литературы

- [1] Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие ; Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.
- [2] Чеботарев В. Е., Звонарь В. Д., Фаткулин Р. Ф., Дмитриев Г. В. Методика расчета и выбора параметров электрообогревателей космического аппарата при наличии ограничений // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева. 2012. № 4. С. 142–147.
- [3] Кухлинг Х. Справочник по физике. М. : Мир, 1982. 520 с.
- [4] Колесников А. П. Системы терморегулирования космических аппаратов. Красноярск : СибГУ им. М. Ф. Решетнева, 2017. 140 с.
- [5] Фаворский О. Н., Каданер Я. С. Вопросы теплообмена в космосе. М. : Высшая школа, 1972. 280 с.
- [6] Луконин Н. В., Шестаков И. Я., Головенкин Е. Н., Михнев М. М., Морозов П. С. Разработка электронагревателей повышенной эффективности космических аппаратов негерметичного исполнения // Научные технологии. 2017. № 12. С. 38–47.
- [7] Луконин Н. В., Дмитриев Г. В., Морозов П. С., Шестаков И. Я. Способ изготовления электронагревателей повышенной эффективности космических аппаратов негерметичного конструктивного исполнения // Материалы XXI Междунар. науч.-практ. конф. «Решетневские чтения». Красноярск. 2017. Т. 1. С. 28–29.
- [8] Луконин Н. В., Шестаков И. Я. Способ изготовления гибко-плоских электронагревателей космических летательных аппаратов // Материалы XIX Междунар. науч.-практ. конф. «Решетневские чтения». Красноярск. 2015. Т. 1. С. 30–31.
- [9] Луконин Н. В., Головенкин Е. Н., Дмитриев Г. В., Шестаков И. Я. Увеличение эффективности исполнительных устройств системы терморегулирования космических аппаратов в условиях открытого космоса // Космические аппараты и технологии. 2019. Т. 3. № 4. С. 209–215. doi: 10.26732/2618-7957-2019-4-209-215.
- [10] Малоземов В. В. Тепловой режим космических аппаратов. М. : Машиностроение, 1980. 185 с.

APPROACH OF DESIGN OF ELECTRIC HEATERS USED IN NON HERMETICALLY SEALED STRUCTURE SPACECRAFTS

V. E. Chebotarev^{1,2}, R. F. Fatkulin¹,
G. V. Dmitriev¹, N. V. Lukonin¹

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

² Siberian Federal University,
Krasnoyarsk, Russian Federation

A design feature of the construction of electric heaters for non-pressurized spacecraft using a heating element in the form of a tape of a material with high resistivity, located on a flat base (electrical insulating substrate) in the form of a snake with the organization of the necessary gaps between the tapes, is revealed. A mathematical model has been developed for calculating the main design parameters of electric heaters: power, mass, heated surface area. The nomenclature of efficiency indicators used as optimization criteria has been formed: power utilization factor, filling factor of an electrically insulating substrate tape, surface density, energy-mass efficiency, thermal efficiency of heating, target efficiency. The methodological principles for ranking the requirements for the parameters of electric heaters are determined using the selected optimization criteria: the preferred use of tape materials with high resistivity and minimum thickness. A method is formulated for step-by-step calculation of the parameters of electric heaters in the presence of restrictions on the maximum heat flux density determined from the conditions for the use of electric heaters. General recommendations have been developed for choosing the parameters of electric heaters: use increased voltage, minimize the thickness of the heating element tape and the width of the gap between the tapes, determine the minimum value of the tape length for the maximum heat flux density at a given voltage rating.

Keywords: spacecraft, electrical heater, mathematical model, design approach.

References

- [1] Chebotarev V. E., Kosenko V. E. *Osnovy proektirovaniya kosmicheskikh apparatov informatsionnogo obespecheniya* [Fundamentals of spacecraft design information support]. Krasnoyarsk, SibGAU Publ., 2011, 488 p. (In Russian)
- [2] Chebotarev V. E., Zvonar V. D., Fatkulov R. F., Dmitriev G. V. *Metodika rascheta i vybora parametrov elektroobogrevatelej kosmicheskogo apparata pri nalichii ogranichenij* [Calculation and selection of parameters of spacecraft electric heaters in the presence of restrictions] // Bulletin of the Siberian State Aerospace University named after Academician M. F. Reshetnev, 2012, no. 4, pp. 142–147. (In Russian)
- [3] Kuhlring H. *Spravochnik po fizike* [Physics Handbook]. Moscow, Mir, 1982, 520 p. (In Russian)
- [4] Kolesnikov A. P. *Sistemy termoregulirovaniya kosmicheskikh apparatov* [Spacecraft Thermal Control Subsystems]. Krasnoyarsk, SibSAU, 2017, 140 p. (In Russian)
- [5] Favorskiy O. N., Kadaner Ya. S. *Voprosy teploobmena v kosmose* [Heat exchange in space]. Moscow, Higher school, 1972, 279 p. (In Russian)
- [6] Lukonin N. V., Shestakov I. Ya., Golovenkin E. N., Mikhnev M. M., Morozov P. S. *Razrabotka elektronagrevatelej povyshennoj effektivnosti kosmicheskikh apparatov negermetichnogo ispolneniya* [Development of electric heaters with increased efficiency of unpressurized designed space vehicles]. Naukoemkieologii, 2017, no. 12, pp. 38–47. (In Russian)
- [7] Lukonin N. V., Dmitriev G. V., Morozov P. S., Shestakov I. Ya. *Sposob izgotovleniya elektronagrevatelej povyshennoj effektivnosti kosmicheskikh apparatov negermetichnogo konstruktivnogo ispolneniya* [A method of manufacturing high-efficiency electric heaters for spacecraft of non-hermetic design] // Proceedings of the XXI International scientific-practical conference «Reshetnev readings», Krasnoyarsk, 2017, vol. 1, pp. 28–29. (In Russian)
- [8] Lukonin N. V., Shestakov I. Ya. *Sposob izgotovleniya gibko-ploskikh elektronagrevatelej kosmicheskikh letatel'nykh apparatov* [Space flat and flexible electrical heaters manufacturing method] // Proceedings of XIX International scientific-practical conference «Reshetnev readings», Krasnoyarsk, 2015, vol. 1, pp. 30–31. (In Russian)
- [9] Lukonin N. V., Golovenkin E. N., Dmitriev G. V., Shestakov I. Ya. Increase of efficiency of actuators of spacecraft thermal control system in outer space // Spacecrafts & Technologies, 2019, vol. 3, no. 4, pp. 209–215. doi: 10.26732/2618-7957-2019-4-209-215.
- [10] Malozemov V. V. *Teplovoj rezhim kosmicheskikh apparatov* [Thermal regime of space vehicles]. Moscow, Mashinostroenie, 1980. 185 p. (In Russian)

Сведения об авторах

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

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

Фаткулин Роман Фаритович – главный конструктор ОКР АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Область научных интересов: проектирование космических систем и космических аппаратов координатно-метрического назначения.

Чеботарев Виктор Евдокимович – доктор технических наук, профессор, ведущий инженер-конструктор АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Область научных интересов: проектирование космических систем и космических аппаратов информационного и координатно-метрического назначения.

РОБАСТНОЕ УПРАВЛЕНИЕ ПРИ ФОРМИРОВАНИИ ВРАЩАЮЩЕЙСЯ ТРОСОВОЙ ГРУППИРОВКИ МИКРОСПУТНИКОВ КОНФИГУРАЦИИ «СТУПИЦА-СПИЦЫ» С ИСПОЛЬЗОВАНИЕМ НЕРАВЕНСТВА ГАМИЛЬТОНА-ЯКОБИ

Ш. Чэнь^{1,2}, Ю. М. Заболотнов¹ ✉

¹ Самарский национальный исследовательский университет имени академика С. П. Королева,
г. Самара, Российская Федерация

² Северо-западный политехнический университет,
г. Сиань, Китайская Народная Республика

Рассматривается задача управления при формировании на низкой околоземной орбите вращающейся тросовой группировки конфигурации «ступица-спицы» (hub-spoke), в которой микроспутники расположены радиально относительно центрального космического аппарата (ступица) и соединены с ним тросами (спицами) соответственно. Для анализа динамики тросовой системы разработана математическая модель (используются уравнения Лагранжа) в орбитальной системе координат, при этом центральный космический аппарат рассматривается как твердое тело конечных размеров. Предложена схема управления, в которой управляющий момент, приложенный к центральному телу, обеспечивает заданное вращательное движение системы, а закон разворачивания тросов строится в соответствии с принципами робастного управления, которое осуществляется за счет регулирования натяжения троса и малой тяги, приложенной к микроспутникам. При анализе устойчивости движения системы используются теория Ляпунова и неравенство Гамильтона-Якоби, с помощью которого определяется показатель робастности системы управления. Приводятся результаты численных расчетов, которые подтверждают, что предлагаемая схема управления оказывается эффективной при учете периодических гравитационных возмущений, внешних возмущений и возмущений, связанных с неопределенностью в начальных состояниях системы и с вращением центрального тела.

Ключевые слова: космическая тросовая группировка, микроспутник, конфигурация «ступица-спицы», вращение группировки микроспутников, разворачивание тросов, робастное управление, неравенство Гамильтона-Якоби.

Введение

Тросовые группировки космических аппаратов (ТГКА) считаются одной из перспективных технологий, позволяющей обеспечить согласованный полет космических аппаратов (КА). По сравнению с традиционными космическими системами КА, несоединенными между собой механическими связями (тросами), ТГКА позволяют формировать на орбите надежную легкую структуру с большим разнообразием геометрических конфигураций. Конфигурации ТГКА могут под держиваться на орбите долгое время, и при этом

требуется низкий расход топлива благодаря тому, что силы натяжения тросов могут использоваться в качестве управляющих сил, что является ключевой особенностью космических тросовых систем (КТС) [1].

В последние годы большое количество исследований было сосредоточено на анализе динамики и разработке методов управления КТС, состоящей из двух КА и развернутой в положение, близкое к местной вертикали [2–4]. Когда речь идет о ТГКА, обычно имеются ввиду тросовые системы, состоящие из нескольких КА, причем в зависимости от требований космических миссий, входящие в такие системы КА образуют определенные геометрические конфигурации, например, «линия» [5], «кольцо» [6], «ступица-спи-

✉ yumz@yandex.ru

цы» [7] и др. Доказано, что ТГКА может выполнить множество миссий, таких как космическая интерферометрия, многоточечные распределенные измерения на орбите, исследование дальнего космоса и др.

Среди перечисленных выше конфигураций ТГКА, система «ступица-спицы» привлекла особый интерес исследований. В такой системе центральный КА играет роль «ступицы», а спутники, находящиеся на периферии, соединяются с центральным телом тросами («спицами»). Движение ТГКА в виде «ступица-спицы» имеет свою особенность, которая заключается в том, что для обеспечения устойчивости системы она должна вращаться вокруг центра масс с некоторой угловой скоростью [8]. Формирование вращающейся ТГКА конфигурации «ступица-спицы» является сложной задачей. Чаще всего в настоящее время во многих работах центральный КА рассматривается как материальная точка. Однако чтобы учесть сложное взаимодействие центрального КА и тросов в процессе формирования системы, необходимо учитывать размеры центрального КА [9]. При этом важным является учет действующих возмущений. В связи с этим актуальной является задача разработки робастного управления на этапе формирования ТГКА.

Настоящая работа посвящена задаче управления при формировании ТГКА конфигурации «ступица-спицы», вращающейся в орбитальной плоскости. В состав рассматриваемой системы входят центральный КА и несколько микроспутников. Предполагается, что в исходном состоянии микроспутники жестко соединяются с центральным КА и повторяют конфигурацию «ступица-спицы», которая вращается вокруг центра масс системы с некоторой начальной угловой скоростью. Конечная конфигурация ТГКА – это также конфигурация «ступица-спицы», вращающаяся с угловой скоростью, равной начальной. При анализе динамики системы центральный КА рассматривается как твердое тело, а микроспутники – как материальные точки. Тросы – неупругие невесомые нерастяжимые механические связи переменной длины. Угловая скорость вращения КА поддерживается постоянной с помощью управляющего вращательного момента. Для разработки закона выпуска тросов используется скользящий режим управления. Определяется показатель робастности системы при наличии периодических гравитационных возмущений, вызванных вращением КА, и других внешних возмущений. Устойчивость движения системы анализируется с помощью теории Ляпунова и неравенства Гамильтона-Якоби. Приводятся результаты численного моделирования, иллюстрирующие эффективность предлагаемой схемы управления при действии различных типов возмущений.

1. Математическая модель движения ТГКА конфигурации «ступица-спицы»

В схему рассматриваемой ТГКА, представленной на рис. 1, входят центральный КА массой m_c и n микроспутников массой m_i , $i = 1, 2, \dots, n$. Здесь КА рассматривается как симметричный однородный цилиндр радиусом r_c и длиной h_c . Тросы – невесомые нерастяжимые механические связи длиной l_i , $i = 1, 2, \dots, n$. Кроме того, при описании движения ТГКА принимаются еще следующие допущения:

- 1) Система движется по неизменной круговой орбите.
- 2) Выпуск тросов происходит в плоскости орбиты.

При построении математической модели используются геоцентрическая система координат $OXYZ$ и орбитальная подвижная система координат $Sxyz$ (рис. 1). Начало O находится в центре масс Земли, плоскость OXY совпадает с плоскостью экватора и ось OX направлена от O в точку весеннего равноденствия, ось OZ направлена по оси вращения Земли. Орбитальная система координат $Sxyz$ связана с центром масс КА, причем предполагается, что в процессе разворачивания конфигурация системы близка к симметричной, что обеспечивается системой управления. Поэтому полагается, что центры масс КА и системы совпадают. Тогда ось Sx направлена по радиус-вектору R_c центра масс КА, а ось Sy расположена в плоскости орбиты и ориентирована по направлению движения системы. Орты системы координат $Sxyz$ задаются как $\mathbf{i}_c, \mathbf{j}_c, \mathbf{k}_c$. Система движется по круговой орбите с угловой скоростью $\Omega = \Omega \mathbf{k}_c$.

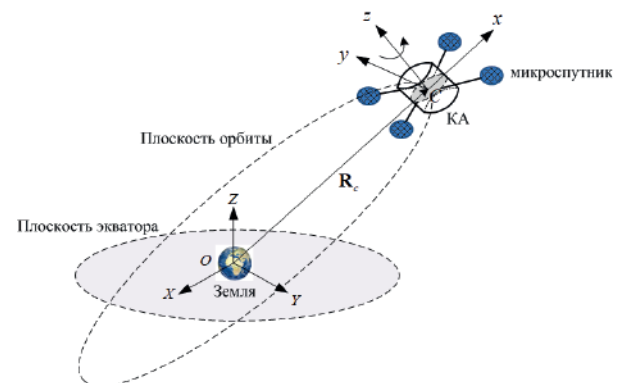


Рис. 1. Схема ТГКА и используемые системы координат

Для вывода уравнений движения ТГКА используются уравнения Лагранжа:

$$\frac{d}{dt} \left(\frac{\partial T_k}{\partial \dot{\mathbf{q}}} \right) - \frac{\partial T_k}{\partial \mathbf{q}} = - \frac{\partial \Pi}{\partial \mathbf{q}} + \mathbf{Q}, \quad (1)$$

где T_k и Π – кинетическая и потенциальная энергии системы; $\mathbf{q}, \dot{\mathbf{q}}$ – векторы обобщенных координат и скоростей; $\mathbf{Q}$ – вектор обобщенных сил.

Для описания вращательного движения центрального КА относительно своего центра масс используются углы α_i (рис. 2). На рис. 2 векторы $\mathbf{r}_i$ ($i = 1, 2, \dots, n$) определяют положения точек крепления тросов, причем при их симметричном расположении имеем $|\mathbf{r}_i| = r_c$. Развертывание i -го троса характеризуется длиной l_i и углом θ_i , который определяет отклонение i -го троса от направления вектора $\mathbf{r}_i$ (рис. 2). Таким образом, положение i -го микроспутника в орбитальной системе координат может быть выражено как:

$$\mathbf{p}_i = x_i \cdot \mathbf{i}_c + y_i \cdot \mathbf{j}_c + z_i \cdot \mathbf{k}_c, \quad i = 1, 2, \dots, n, \quad (2)$$

где:

$$\begin{aligned} x_i &= r_c \cos \alpha_i + l_i \cos(\alpha_i - \theta_i), \\ y_i &= r_c \sin \alpha_i + l_i \sin(\alpha_i - \theta_i), \quad z_i = 0. \end{aligned}$$

Поскольку тросы считаются невесомыми, то кинетическая энергия системы, входящая в уравнение (1), определяется следующим образом:

$$\begin{aligned} T &= \frac{1}{2} \left[J_c (\Omega + \alpha_i)^2 + m_c \mathbf{v}_c^2 + \right. \\ &\quad \left. + \sum_{i=1}^n m_i (\mathbf{v}_c + \mathbf{v}_i) \cdot (\mathbf{v}_c + \mathbf{v}_i) \right], \quad i = 1, 2, \dots, n, \end{aligned} \quad (3)$$

где J_c – момент инерции центрального КА, $\mathbf{v}_c = \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{R}_c$ – вектор орбитальной скорости центра масс системы, $\mathbf{v}_i = \mathbf{p}_i + \boldsymbol{\Omega} \times \mathbf{p}_i$ – вектор скорости i -го микроспутника относительно КА.

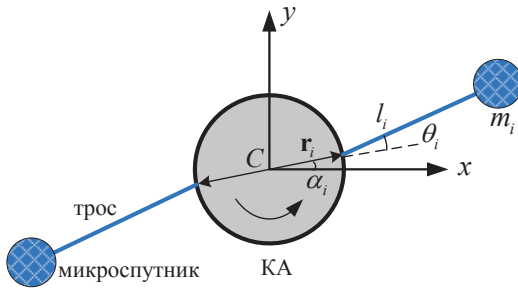


Рис. 2. Обобщенные координаты

Поскольку тросы считаются нерастяжимыми, то общая потенциальная энергия, обусловленная гравитацией, определяется как:

$$\Pi = -\mu \left(\frac{m_c}{|\mathbf{R}_c|} + \sum_{i=1}^n \frac{m_i}{|\mathbf{R}_c + \mathbf{p}_i|} \right), \quad i = 1, 2, \dots, n, \quad (4)$$

где μ – гравитационная постоянная.

Подставляя (3) и (4) в уравнения Лагранжа и рассматривая α_i , θ_i , l_i как обобщенные координаты, получим уравнения движения ТГКА в подвижной системе координат, которые записываются в следующем виде:

$$\left[J_c + \sum_{i=1}^n m_i (r_c^2 + l_i^2 + 2l_i r_c \cos \theta_i) \right] \ddot{\alpha}_i -$$

$$\begin{aligned} & - \sum_{i=1}^n m_i (l_i^2 + l_i r_c \cos \theta_i) \ddot{\theta}_i - \sum_{i=1}^n m_i r_c \sin \theta_i \ddot{l}_i + \\ & + \sum_{i=1}^n m_i \left[2l_i (\ddot{\alpha}_i - \ddot{\theta}_i + \Omega) (l_i + r_c \cos \theta_i) - \right. \\ & \left. - r_c l_i \dot{\theta}_i (2\ddot{\alpha}_i - \ddot{\theta}_i + 2\Omega) \sin \theta_i \right] + d_{\alpha_i} = Q_{\alpha_i}, \end{aligned} \quad (5)$$

$$\begin{aligned} & \ddot{\theta}_i - \left(1 + \frac{r_c}{l_i} \cos \theta_i \right) \ddot{\alpha}_i - 2 \frac{l_i}{l_i} (\ddot{\alpha}_i - \ddot{\theta}_i + \Omega) + \\ & + \frac{r_c}{l_i} \sin \theta_i (\dot{\alpha}_i^2 + 2\Omega \dot{\alpha}_i) + d_{\theta_i} = \frac{Q_{\theta_i}}{m_i l_i^2}, \end{aligned} \quad (6)$$

$$\begin{aligned} & l_i - r_c \sin \theta_i \ddot{\alpha}_i - l_i \left[(\ddot{\alpha}_i - \ddot{\theta}_i + \Omega)^2 - \Omega^2 \right] - \\ & - r_c \cos \theta_i (\dot{\alpha}_i^2 + 2\Omega \dot{\alpha}_i) + d_{l_i} = \frac{Q_{l_i}}{m_i}, \end{aligned} \quad (7)$$

где Q_{α_i} , Q_{θ_i} , Q_{l_i} – обобщенные силы, d_{α_i} , d_{θ_i} , d_{l_i} – периодические члены гравитационных возмущений, вызванные вращением системы и имеющие следующий вид:

$$d_{\alpha_i} = d_0 \sum_{i=1}^n m_i \left[0, 5 r_c^2 \sin 2\alpha_i + \right. \quad (8)$$

$$\left. + 0, 5 l_i^2 \sin(2\alpha_i - 2\theta_i) + r_c l_i \sin(2\alpha_i - \theta_i) \right],$$

$$\begin{aligned} d_{\theta_i} &= -d_0 \left[\cos(\alpha_i - \theta_i) \sin(\alpha_i - \theta_i) + \right. \\ & \left. + r_c \cos \alpha_i \sin(\alpha_i - \theta_i) / l_i \right], \end{aligned} \quad (9)$$

$$\begin{aligned} d_{l_i} &= -d_0 \left[l_i \cos^2(\alpha_i - \theta_i) + \right. \\ & \left. + r_c \cos \alpha_i \cos(\alpha_i - \theta_i) \right], \end{aligned} \quad (10)$$

где $d_0 = 3\Omega^2$.

2. Программа управления при формировании конфигурации «ступица-спицы»

Основная цель при формировании рассматриваемой ТГКА состоит в том, чтобы разработать схему управления для перевода системы в конечное заданное состояние при сохранении желаемой конфигурации. Для этого, во-первых, необходимо стабилизировать вращательное движение центрального КА; во-вторых, в процессе развертывания тросов необходимо исключить их касание друг с другом и с корпусом центрального КА. Поэтому в конечный момент движение системы должно удовлетворить следующим условиям:

$$\ddot{\alpha}_i(t_f) = 0, \quad \dot{\alpha}_i(t_f) = \dot{\alpha}_i(t_0) = \omega_a = \text{const},$$

$$\theta_i(t_f) = 0, \quad |\theta_i(t_f)| = \theta_d = \text{const} < \pi/2,$$

$$\ddot{l}_i(t_f) = \dot{l}_i(t_f) = 0, \quad l_i(t_f) = l_d.$$

Здесь ω_a – заданная скорость вращения системы; θ_d, l_d – конечные значения угла наклона и длины тросов соответственно.

При выпуске тросов необходимо чтобы угловая скорость вращения КА была постоянной и равной ее начальной угловой скорости. Это можно обеспечить с помощью управляющего момента τ_c , действующего на центральный КА. Таким образом, обобщенная сила $Q_{\alpha} = \tau_c$. А при определении обобщенных сил Q_{θ_i} и Q_{l_i} учитываются реактивные силы малой тяги F_i (ортогональны тросам),

приложенные к микроспутникам, и силы натяжения T_i . Тогда $Q_{\theta_i} = -F_i l_i$, $Q_{l_i} = -T_i$.

Исходя из поставленной цели управления, предлагается схема системы управления движением ТГКА конфигурации «ступица-спицы» (рис. 3). Приведенная схема основана на предположении, что во время выпуска тросов вращение КА известно (угловая скорость постоянна), что обеспечивается действием момента τ_c . При этом основное внимание сосредоточено на разработке робастного управления процессом выпуска тросов.

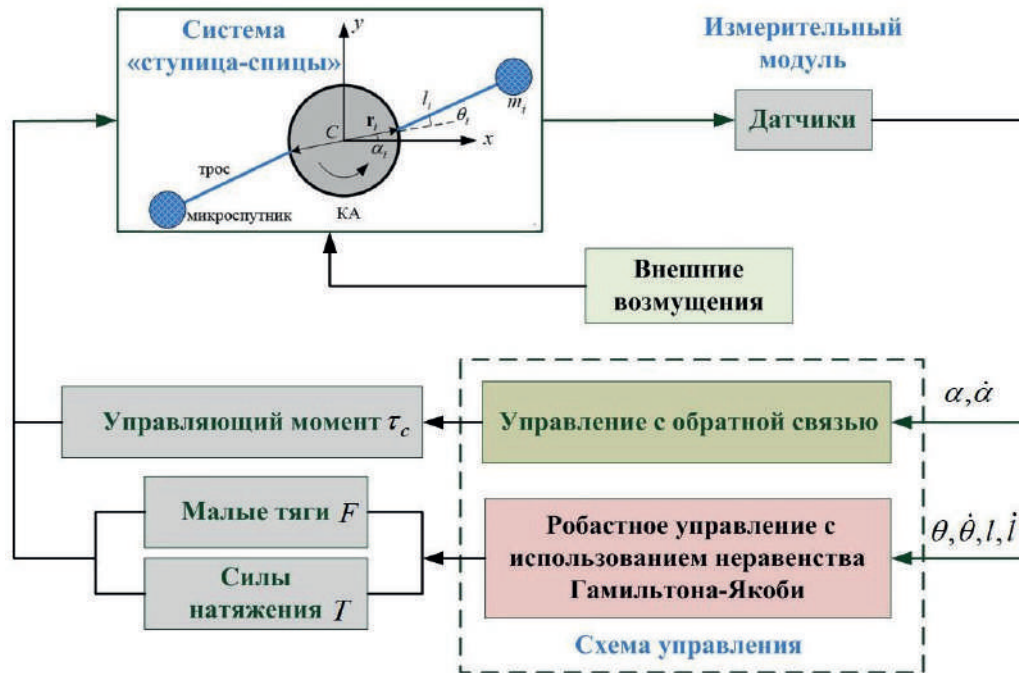


Рис. 3. Структура схемы управления

Управляющий момент τ_c задается с использованием принципа обратной связи [10]:

$$\tau_c = r_c k_{\omega} (\alpha - \omega_a) + k_{\alpha} (\alpha - \omega_a \cdot t), \quad (11)$$

где k_{ω} и k_{α} – коэффициенты обратной связи по скорости и углу вращения КА, $\omega_a = \alpha_i(t_0)$ – начальная скорость вращения КА. Здесь стоит отметить, что уравнение (5) для α_i имеет одинаковый вид, поэтому в (11) для краткости был опущен низкий индекс i .

При допущении, что:

$$\dot{\alpha} \approx \omega_a = \text{const}, \quad \ddot{\alpha} \approx 0,$$

уравнения (6) и (7), описывающие развертывание тросов, принимают вид:

$$\ddot{\theta}_i - 2l_i (\omega_a - \dot{\theta}_i + \Omega) / l_i + r_c \sin \theta_i (\omega_a^2 + 2\Omega \omega_a) / l_i + d_{\theta_i} = -F_i / m_i l_i. \quad (12)$$

$$l_i - l_i \left[(\omega_a - \theta_i + \Omega)^2 - \Omega^2 \right] - r_c \cos \theta_i (\omega_a^2 + 2\Omega \omega_a) + d_{l_i} = -T_i / m_i. \quad (13)$$

Далее при разработке закона управления развертыванием тросов используются упрощенные уравнения (12) и (13), а для проверки эффективности предлагаемой схемы управления применяется полная модель, т. е. система уравнений (5)–(7). В уравнениях (12) и (13) индекс i также может быть опущен, так как эти уравнения одинаковы для всех тросов. Введем вектор состояний системы:

$$\mathbf{x} = [x_1 \ x_2]^T = [\theta \ l]^T.$$

Уравнения (12) и (13) переписываются в виде:

$$\ddot{\mathbf{x}} + \mathbf{V}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) \dot{\mathbf{x}} + \mathbf{G}(\mathbf{x}) + \mathbf{d}(\mathbf{x}) = \mathbf{M}(\mathbf{x}) \mathbf{U}, \quad (14)$$

где:

$$\mathbf{V}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) = \begin{bmatrix} 2l/l & -2(\omega_a + \Omega)/l \\ -l(\theta - 2\omega_a - 2\Omega) & 0 \end{bmatrix},$$

$$\mathbf{G}(\mathbf{x}) = \begin{bmatrix} r_c \sin \theta (\omega_a^2 + 2\Omega \omega_a) / l \\ -(l + r_c \cos \theta) (\omega_a^2 + 2\Omega \omega_a) \end{bmatrix},$$

$\mathbf{d}(\mathbf{x}) = [d_0 + \Delta_0 \quad d_l + \Delta_l]^T$ – вектор суммы периодических гравитационных возмущений и внешних возмущений,
 $\mathbf{M}(\mathbf{x}) = \text{diag}(-1/ml, -1/m)$,
 $\mathbf{U} = [F \quad T]^T$ – вектор управляющих сил.

Пусть вектор конечных состояний системы $\mathbf{x}_d = [x_{1d} \quad x_{2d}]^T = [\theta_d \quad l_d]^T$ и вектор отклонений от него $\mathbf{e} = \mathbf{x} - \mathbf{x}_d = [e_1 \quad e_2]^T$. Предлагается следующий закон управления:

$$\mathbf{U} = \mathbf{M}(\mathbf{x})^{-1} [\Delta \mathbf{u} + \ddot{\mathbf{x}}_d + \mathbf{V}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) \dot{\mathbf{x}}_d + \mathbf{G}(\mathbf{x})], \quad (15)$$

где $\Delta \mathbf{u}$ – управление, которое определяется ниже. С учетом того, что $\mathbf{x}_d = \mathbf{x}_d = 0$, форма управления $\mathbf{U}$ упрощается:

$$\mathbf{U} = \mathbf{M}(\mathbf{x})^{-1} [\Delta \mathbf{u} + \mathbf{G}(\mathbf{x})].$$

Подставляя закон (15) в (14), получим:

$$\ddot{\mathbf{e}} + \mathbf{V}(\mathbf{x}, \dot{\mathbf{x}}) \dot{\mathbf{e}} + \mathbf{d}(\mathbf{x}) = \Delta \mathbf{u}. \quad (16)$$

Далее для (16) используется более короткое обозначение $\mathbf{e} + \mathbf{V}\mathbf{e} + \mathbf{d} = \Delta \mathbf{u}$. Поверхность скольжения задается следующим образом:

$$\mathbf{s} = \mathbf{e} + \mathbf{c}\mathbf{e}, \quad (17)$$

где $\mathbf{c} = \text{diag}(c_1, c_2)$ – матрица коэффициентов, и здесь c_1, c_2 – положительные действительные числа.

Поверхность скольжения (17) может быть переписана как $\mathbf{e} = \mathbf{s} - \mathbf{c}\mathbf{e}$. Дифференцируя (17), получим:

$$\mathbf{s} = \mathbf{e} + \mathbf{c}\mathbf{e}. \quad (18)$$

Подставляя (16) и (17) в (18), найдем:

$$\begin{aligned} \dot{\mathbf{s}} &= \dot{\mathbf{e}} + \mathbf{c}\dot{\mathbf{e}} = -\mathbf{V}\dot{\mathbf{e}} - \mathbf{d} + \Delta \mathbf{u} + \mathbf{c}\dot{\mathbf{e}} = \\ &= -\mathbf{V}(\mathbf{s} - \mathbf{c}\mathbf{e}) - \mathbf{d} + \Delta \mathbf{u} + \mathbf{c}\dot{\mathbf{e}} = \\ &= -\mathbf{V}\mathbf{s} + (\mathbf{V}\mathbf{c}\mathbf{e} + \mathbf{c}\dot{\mathbf{e}}) - \mathbf{d} + \Delta \mathbf{u} = \\ &= -\mathbf{V}\mathbf{s} + \mathbf{W} - \mathbf{d} + \Delta \mathbf{u}, \end{aligned} \quad (19)$$

где $\mathbf{W} = \mathbf{V}\mathbf{c}\mathbf{e} + \mathbf{c}\dot{\mathbf{e}}$.

Далее пусть $\mathbf{y} = [\mathbf{e} \quad \mathbf{s}]^T$, тогда система уравнений (17) и (19) переписывается в виде:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{y}} = \mathbf{f}(\mathbf{y}) + \mathbf{g}(\mathbf{y})\mathbf{d} \\ \mathbf{z} = \mathbf{h}(\mathbf{y}) \end{cases}, \quad (20)$$

где:

$$\begin{aligned} \mathbf{f}(\mathbf{y}) &= \begin{bmatrix} \mathbf{s} - \mathbf{c}\mathbf{e} \\ -\mathbf{V}\mathbf{s} + \mathbf{W} + \Delta \mathbf{u} \end{bmatrix}, \\ \mathbf{g}(\mathbf{y}) &= \begin{bmatrix} 0 \\ -1 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{z} = d_0 \mathbf{s}. \end{aligned}$$

Чтобы найти робастное управление, сначала необходимо определить, как оценить робастность системы. Для этого можно использовать следующее определение [11].

Определение. Дана нелинейная система с несколькими входами и выходами, например (20), где $\mathbf{y} \in \mathcal{R}^{n \times 1}$, $\mathbf{f}(\mathbf{y})$, $\mathbf{g}(\mathbf{y})$ – непрерывные функции, $\mathbf{d}$ – вектор возмущений, $\mathbf{z}$ – введенная функция

оценки, например, функция ошибки. Для робастности системы определяется следующий показатель, характеризующий устойчивость и нечувствительность системы к возмущениям:

$$J = \sup_{\|\mathbf{d}\|_{L_2} \neq 0} \frac{\|\mathbf{z}\|_{L_2}}{\|\mathbf{d}\|_{L_2}}, \quad (21)$$

где $\|\mathbf{z}\|_{L_2} = \sqrt{\int_0^\infty \mathbf{z}^T \mathbf{z} dt}$, $\|\mathbf{d}\|_{L_2} = \sqrt{\int_0^\infty \mathbf{d}^T \mathbf{d} dt}$ – нормы векторов $\mathbf{z}$, $\mathbf{d}$ на пространстве L_2 (Гильбертово пространство), «sup» обозначает точную верхнюю границу. Здесь показатель J также называется L_2 -усилением (L_2 -gain) [11]. Очевидно, что при низком показателе J система (20) обладает свойством высокой надежности, и это может быть достигнуто путем разработки подходящего управления $\Delta \mathbf{u}$. Для этого используется теорема о неравенстве Гамильтона-Якоби (НЛ – Hamilton-Jacobi Inequality), которая изложена ниже.

Теорема. Пусть $\gamma > 0$ – некоторая положительная константа, тогда для системы (20) если существует положительно определенная дифференцируемая функция $L(\mathbf{y})$, которая удовлетворяет неравенству:

$$\begin{aligned} L(\mathbf{y}) &= \frac{\partial L}{\partial \mathbf{y}} \mathbf{y} = \frac{\partial L}{\partial \mathbf{y}} [\mathbf{f}(\mathbf{y}) + \mathbf{g}(\mathbf{y})\mathbf{d}] \leq \\ &\leq \frac{1}{2} \{ \gamma^2 \|\mathbf{d}\|^2 - \|\mathbf{z}\|^2 \}, \quad \forall \mathbf{d}, \end{aligned} \quad (22)$$

то индексный показатель робастности системы (20) $J \leq \gamma$ [11].

Для того чтобы показатель робастности разработанного контроллера удовлетворял $J \leq \gamma$, управление $\Delta \mathbf{u}$ для системы (20) зададим:

$$\Delta \mathbf{u} = \mathbf{V}\mathbf{s} - \mathbf{W} - \frac{1}{2\gamma^2} \mathbf{s} - \frac{d_0^2}{2} \mathbf{s}. \quad (23)$$

Анализ устойчивости системы и доказательство робастности с управлением (23) заключаются в следующем. В качестве функции Ляпунова принимается следующая положительно определенная функция:

$$L = \frac{1}{2} \mathbf{s}^T \mathbf{s}, \quad (24)$$

производная которой имеет вид:

$$\begin{aligned} L &= \mathbf{s}^T \dot{\mathbf{s}} = \mathbf{s}^T (-\mathbf{V}\mathbf{s} + \mathbf{W} - \mathbf{d} + \Delta \mathbf{u}) = \\ &= \mathbf{s}^T \left(-\mathbf{d} - \frac{1}{2\gamma^2} \mathbf{s} - \frac{d_0^2}{2} \mathbf{s} \right). \end{aligned} \quad (25)$$

Пусть

$$H = L - \frac{1}{2} \gamma^2 \|\mathbf{d}\|^2 + \frac{1}{2} \|\mathbf{z}\|^2, \quad (26)$$

Подставляя (25) в (26), получим:

$$\begin{aligned} H &= -\mathbf{s}^T \mathbf{d} - \frac{1}{2\gamma^2} \mathbf{s}^T \mathbf{s} - \frac{d_0^2}{2} \mathbf{s}^T \mathbf{s} - \frac{1}{2} \gamma^2 \|\mathbf{d}\|^2 + \frac{1}{2} \|\mathbf{z}\|^2 = \\ &= \left(-\mathbf{s}^T \mathbf{d} - \frac{1}{2\gamma^2} \mathbf{s}^T \mathbf{s} - \frac{1}{2} \gamma^2 \|\mathbf{d}\|^2 \right) - \frac{d_0^2}{2} \mathbf{s}^T \mathbf{s} + \frac{1}{2} \|\mathbf{z}\|^2 = \\ &= -\frac{1}{2} \left\| \frac{1}{\gamma} \mathbf{s} + \gamma \mathbf{d} \right\|^2 - \frac{d_0^2}{2} \mathbf{s}^T \mathbf{s} + \frac{1}{2} \|d_0 \mathbf{s}\|^2 = \\ &= -\frac{1}{2} \left\| \frac{1}{\gamma} \mathbf{s} + \gamma \mathbf{d} \right\|^2 \leq 0. \end{aligned} \quad (27)$$

Из $H \leq 0$ следует, что $L \leq \frac{1}{2} \gamma^2 \|\mathbf{d}\|^2 - \frac{1}{2} \|\mathbf{z}\|^2$. Таким образом, система (20) асимптотически устойчива. Более того, согласно Теореме система (20) обладает робастностью, показатель которой меньше γ .

3. Результаты численного моделирования и их анализ

Проводится численное моделирование движения ТГКА с применением управляющего момента (11) и закона управления (15). В качестве примера при моделировании рассматривается система «ступица-спицы», в которую входят два микроспутника $i = 1, 2$. Были приняты следующие массово-геометрические параметры системы: масса КА $m_c = 500$ кг, его радиус $r_c = 1$ м, длина $h_c = 1$ м, момент инерции $J_c = 0,5 m_c r_c^2$, масса микроспутников $m_1 = 10$ кг, $m_2 = 12$ кг. Высота орбиты $H_c = 500$ км и начальные условия движения системы:

$$\alpha_1(0) = 0, \alpha_2(0) = \pi, \alpha_i(0) = 50\Omega,$$

$$l_1(0) = 0,5 \text{ м}, l_2(0) = 1 \text{ м}, l_i(0) = 0,5 \text{ м/с},$$

$$\theta_i(0) = 0,1 \text{ рад}, \theta_i(0) = 0.$$

Характеристики состояния системы в конечный момент времени:

$$\alpha_i(t_f) = 50\Omega, l_i(t_f) = l_d = 100 \text{ м},$$

$$l_i(t_f) = 0, \theta_i(t_f) = \theta_i(t_f) = 0.$$

Коэффициенты программы управления приводятся в таблице.

Таблица

Значения коэффициентов программы управления

Описание	Значение
Коэффициенты обратной связи k_ω, k_α	100; 0,01
Матрица коэффициентов поверхности скольжения $\mathbf{c} = \text{diag}(c_1, c_2)$	$\mathbf{c} = \text{diag}(0,02, 0,02)$
Параметр γ	1

На ТГКА, которая движется на низкой околоземной орбите, действуют следующие основные возмущения: гравитационный момент, аэродинамические силы, давление солнечного излучения. Суммарная величина этих возмущений не превышает $1 \cdot 10^{-5}$ [12]. Для того чтобы продемонстрировать способность подавления указанных возмущений предлагаемой схемой управления при моделировании используется комбинация гармонических составляющих, частоты которых характеризуются как низкими, так и высокими составляющими, причем низкая частота соответствует периоду орбитального движения системы, а высокая частота – периоду вращения системы вокруг центра масс. Таким образом, имеем:

$$\Delta = 1 \cdot 10^{-4} [\sin(\Omega t) + \sin(\omega_\alpha t)],$$

где амплитуда возмущений превышает известные оценки.

На рис. 4–6 проводятся зависимости, характеризующие изменения от времени переменных состояний системы «ступица-спицы». Из рис. 4 следует, что процесс вращательного движения центрального КА характеризуется почти постоянной заданной угловой скоростью:

$$\omega_\alpha = 50\Omega \approx 0,0554 \text{ рад/с}.$$

На начальном этапе угловая скорость вращения немного уменьшается из-за увеличения момента инерции всей системы в целом. При завершении процесса развертывания системы угловая скорость α стремится к заданному значению ω_α , и, как показано на увеличенном фрагменте на рис. 4, значение α изменяется с периодом, близким к периоду члена гравитационных возмущений d_α , соответствующему формуле (8):

$$T_{d_\alpha} \approx \pi / \omega_\alpha.$$

Помимо колебаний, вызванных вращением КА, наблюдаются также и колебания с более высокой частотой из-за взаимодействия движений КА и тросов.

Из рис. 5 следует, что углы θ_1 и θ_2 уменьшаются от начального значения до нуля. В этом процессе также имеет место влияние гравитационного возмущения d_θ , которое колеблется с тем же периодом, что и d_α . Изменение длин l_1 и l_2 и скорости выпуска тросов от времени приводится на рис. 6. Как следует из результатов, длины первого и второго троса приближаются к заданному конечному значению (0,1 км) по завершении развертывания, хотя их начальные длины отличаются.

На рис. 7 показано как изменяется управляющий момент от времени. Из-за того, что массы двух микроспутников не равны, максимальные значения тяги и конечные значения силы натяжения отличаются, что следует из рис. 8.

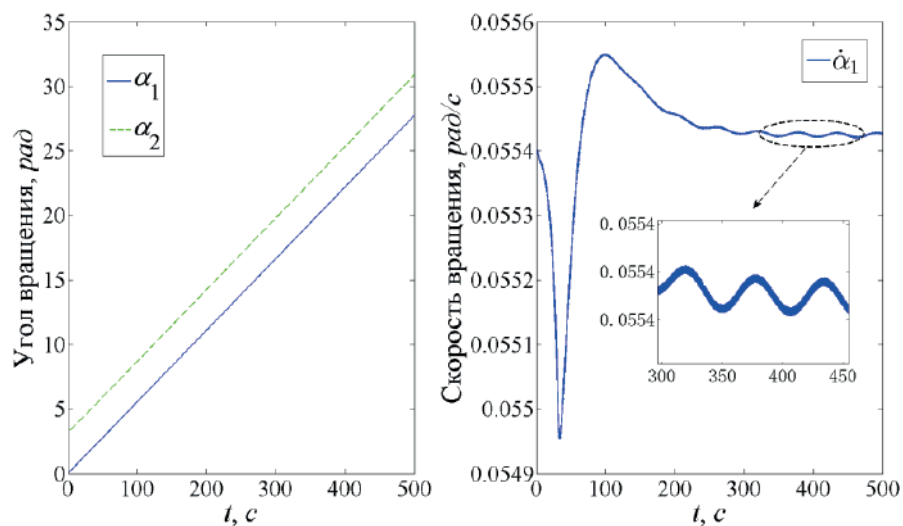


Рис. 4. Изменение угла и угловой скорости вращения системы

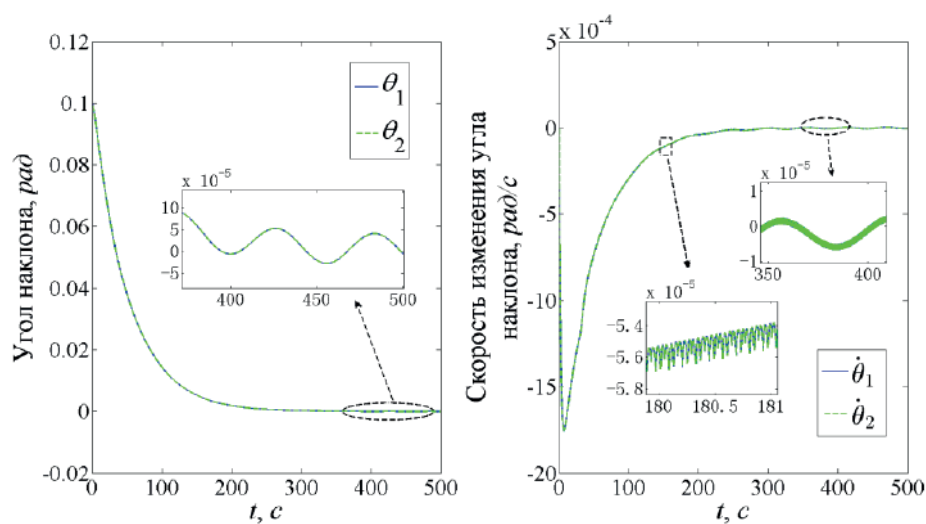


Рис. 5. Изменение угла и угловой скорости вращения троса

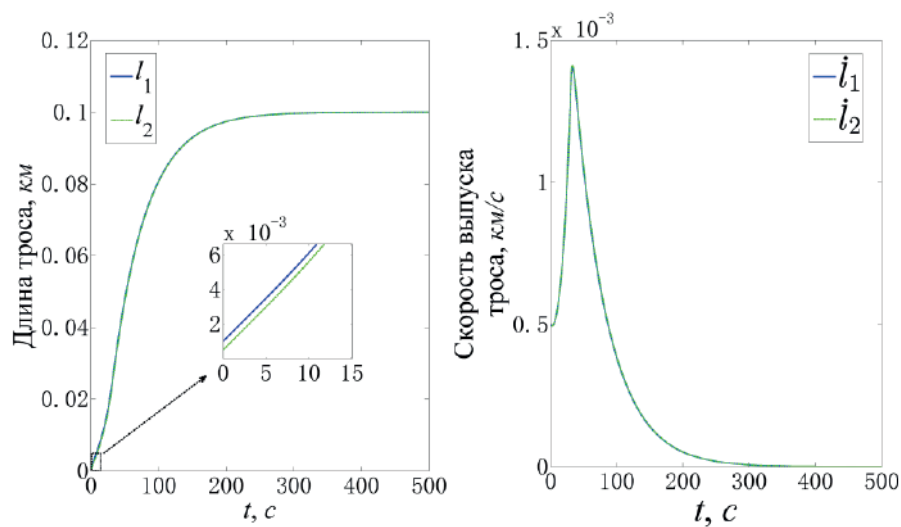


Рис. 6. Изменение длины и скорости выпуска троса

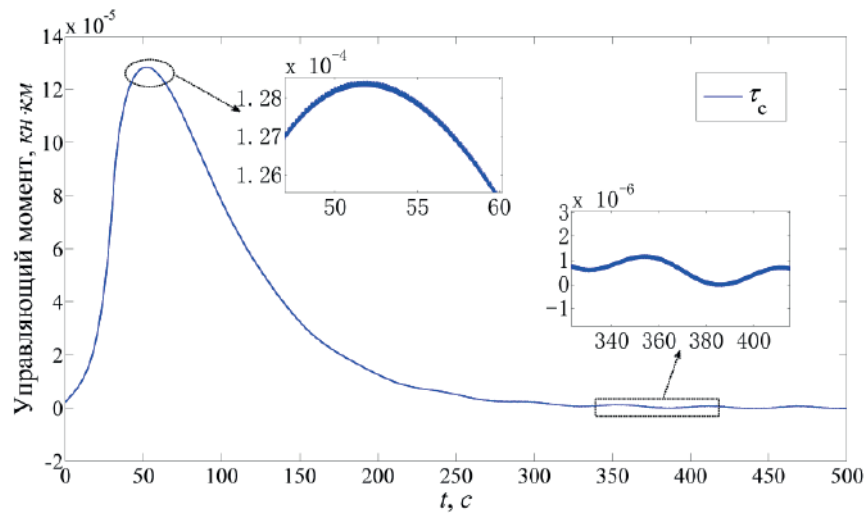


Рис. 7. Изменение управляющего момента τ_c

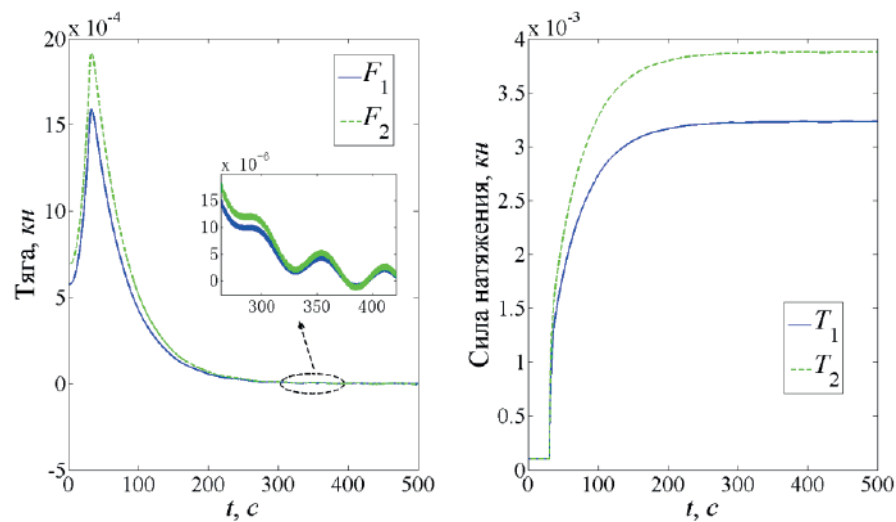


Рис. 8. Изменение управляющих сил

Рис. 9 иллюстрирует изменение показателя робастности системы. В процессе разворачивания ТГКА выполняется условие $J < \gamma = 1$. На рис. 10 приводятся изменения компонент поверхности

скольжения s от времени, откуда следует, что значения всех компонентов приближаются к нулю, подтверждая асимптотическую устойчивость движения при использовании предлагаемого управления.

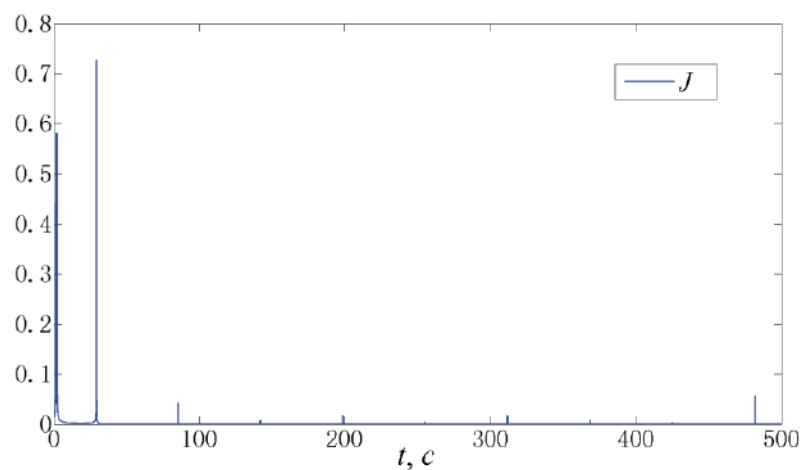


Рис. 9. Изменение показателя робастности J

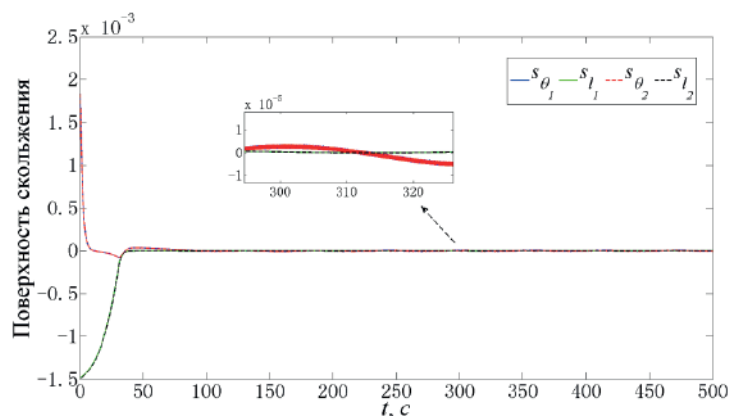


Рис. 10. Изменение компонент поверхности скольжения

Заключение

В данной работе рассматривалось управление движением ТГКА конфигурации «ступица-спицы», вращающейся в орбитальной плоскости. При построении математической модели центральный КА рассматривался как однородный цилиндр, микроспутники – как материальные точки. Предложена комбинированная схема управления при развертывании системы, включающая в себя стабилизацию вращения КА, создание вращательных моментов с помощью двигателей, расположенных на КА, и предложенный закон робастного управления для безопасного выпуска тросов. При численном моделировании учитывались влияния внешних возмущений и возмущений, связанных с начальным состоя-

нием системы. Результаты моделирования подтвердили эффективность предлагаемой схемы управления и возможность ее использования для формирования ТГКА в виде вращающейся системы «ступица-спицы» при действии возмущений. В качестве развития работы далее планируется проанализировать угловое движение микроспутников и его влияние на процесс формирования системы «ступица-спицы».

Благодарности

Работа выполнена при финансовой поддержке Государственного фонда естественных наук Китая (проект № 62111530051) и РФФИ (проект № 21-51-53002).

Список литературы

- [1] Kumar K. D. Review on dynamics and control of nonelectrodynamic tethered satellite systems // Journal of spacecraft and rockets. 2006. vol. 43. no. 4. pp. 705–720.
- [2] Белецкий В. В., Левин Е. М. Динамика космических тросовых систем. М. : Наука, 1990. 329 с.
- [3] Levin E. M. Dynamic analysis of space tether missions // Am. Astronaut. Soc. Adv. Astronaut. 2007. vol. 126.
- [4] Cartmell M. P., McKenzie D. J. A review of space tether research // Progress in Aerospace Sciences. 2008. vol. 44. no. 1. pp. 1–21.
- [5] Ван Ч., Заболотнов Ю. М. Анализ динамики формирования тросовой группировки из трех наноспутников с учетом их движения вокруг центров масс // Прикладная математика и механика. 2021. Т. 85. № 1. С. 21–43.
- [6] Chen S., Li A., Wang C. Analysis of the deployment of a three-mass tethered satellite formation // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering. 2020. vol. 984. pp. 012–028.
- [7] Заболотнов Ю. М., Назарова А. А. Метод формирования треугольной вращающейся тросовой группировки космических аппаратов с использованием электромагнитных сил // Известия РАН. Теория и системы управления. 2022. № 4. С. 160–176.
- [8] Pizzaro-Chong A., Misra A. K. Dynamics of multi-tethered satellite formations containing a parent body // Acta Astronautica. 2008. vol. 63. pp. 1188–1202.
- [9] Zhai G., Su F., Zhang J., Liang B. Deployment strategies for planar multi-tethered satellite formation // Aerospace Science and Technology. 2017. vol. 71. pp. 475–484.
- [10] Chen S., Liu C., Zabolotnov Yu. M., Li A. Stable deployment control of a multi-tethered formation system considering the spinning motion of parent satellite // The Proceedings of the 2021 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT 2021). vol. 2. pp. 771–782.
- [11] Khalil H. K. Nonlinear control. New York : Pearson, 2015. 394 p.
- [12] Ma Z., Sun G., Li Z. Dynamic adaptive saturated sliding mode control for deployment of tethered satellite system // Aerospace Science and Technology. 2017. vol. 66. pp. 355–365.

ROBUST CONTROL OF A HUB-SPOKE TETHERED FORMATION SYSTEM OF MICROSATELLITES USING HAMILTON-JACOBI INEQUALITY

S. Chen^{1,2}, Yu. M. Zabolotnov¹

¹ Samara National Research University,
Samara, Russian Federation

² Northwestern Polytechnical University,
Xi'an, People's Republic of China

The problem of controlling a rotating hub-spoke tethered formation system in low Earth orbit is considered, in which microsatellites are located radially around the central spacecraft (hub) and connected to it by tethers (spokes). To analyze the dynamics of the tethered system, a mathematical model is developed in the orbital coordinate system by Lagrange method, in which the central spacecraft is regarded as a rigid body. In the proposed control scheme, the spin motion of the central body is regulated by the control moment, and tether deployment control law is proposed by robust approach, which is carried out by regulating the tether tensions and low thrusts acting on the microsatellites. The robustness and stability of the system are investigated using Lyapunov theory and Hamilton-Jacobi inequality, which is used to determine the robustness index of the control system. The results of numerical calculations are presented, which confirm that the proposed control scheme is effective when taking into account periodic gravitational perturbations, external perturbations and perturbations associated with uncertainty in the initial states of the system and with the rotation of the central body.

Keywords: *tethered satellite formation, microsatellite, hub-spoke configuration, rotation of satellite formation, deployment of tethers, robust control, Hamilton-Jacobi inequality.*

References

- [1] Kumar K. D. Review on dynamics and control of nonelectrodynamic tethered satellite systems // Journal of spacecraft and rockets, 2006, vol. 43, no. 4, pp. 705–720.
- [2] Beletsky V. V., Levin E. M. *Dinamika kosmicheskikh trosovykh sistem* [Dynamics of space tether systems]. Moscow, Nauka, 1990, 329 p. (In Russian)
- [3] Levin E. M. Dynamic analysis of space tether missions // Am. Astronaut. Soc. Adv. Astronaut, 2007, vol. 126.
- [4] Cartmell M. P., McKenzie D. J. A review of space tether research // Progress in Aerospace Sciences, 2008, vol. 44, no. 1, pp. 1–21.
- [5] Wang Ch., Zabolotnov Yu. M. Analysis of the dynamics of the formation of a tether group of three nanosatellites taking into account their movement around the centers of mass // Mechanics of Solids, 2021, vol. 56, no. 7, pp. 1181–1198.
- [6] Chen S., Li A., Wang C. Analysis of the deployment of a three-mass tethered satellite formation // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering, 2020, vol. 984, pp. 012–028.
- [7] Zabolotnov Yu. M., Nazarova A. A. Method of forming a triangular rotating tethered constellation of spacecraft using electromagnetic forces // Journal of Computer and Systems Sciences International, 2022, vol. 61, no. 4, pp. 677–692.
- [8] Pizzaro-Chong A., Misra A. K. Dynamics of multi-tethered satellite formations containing a parent body // Acta Astronautica, 2008, vol. 63, pp. 1188–1202.
- [9] Zhai G., Su F., Zhang J., Liang B. Deployment strategies for planar multi-tethered satellite formation // Aerospace Science and Technology, 2017, vol. 71, pp. 475–484.
- [10] Chen S., Liu C., Zabolotnov Yu. M., Li A. Stable deployment control of a multi-tethered formation system considering the spinning motion of parent satellite // The Proceedings of the 2021 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology (APISAT 2021), vol. 2, pp. 771–782.
- [11] Khalil H. K. Nonlinear control. New York, Pearson, 2015, 394 p.
- [12] Ma Z., Sun G., Li Z. Dynamic adaptive saturated sliding mode control for deployment of tethered satellite system // Aerospace Science and Technology, 2017, vol. 66, pp. 355–365.

Сведения об авторах

Заболотнов Юрий Михайлович – доктор технических наук, профессор кафедры программных систем Самарского университета. В 1976 году окончил Куйбышевский авиационный институт имени академика С. П. Королева. Область научных интересов: механика твердого тела, асимптотические методы механики, динамика и управление движением космических тросовых систем.

ORCID: 0000-0002-0409-3107

Чэнь Шумин – аспирант кафедры программных систем Самарского университета. Окончила Северо-западный политехнический университет (г. Сиань, Китай) в 2019 году. Область научных интересов: динамика и управление движением тросовых группировок космических аппаратов.

ORCID: 0000-0001-8304-6351

РАЗРАБОТКА ТЕХНОЛОГИЧЕСКОЙ ОСНАСТКИ ДЛЯ ПРОВЕДЕНИЯ АВТОНОМНЫХ ИСПЫТАНИЙ ФОРМООБРАЗУЮЩЕЙ СТРУКТУРЫ ЗОНТИЧНОГО РЕФЛЕКТОРА

А. В. Иванов[✉], К. А. Кушнир, В. О. Шевчугов, А. Н. Климов

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

В подавляющем числе трансформируемых рефлекторов для обеспечения требуемой точности отражающей поверхности используется формообразующая структура. В зонтичных рефлекторах формообразующая структура представляет собой в раскрытом положении систему натянутых размеростабильных нитей и шнуров. На всем этапе жизненного цикла изделия на шнуры формообразующей структуры оказывают влияние внешние факторы, которые приводят к изменению их длины. Оценку стабильности геометрических размеров шнуров, с точки зрения трудоемкости, целесообразно проводить на фрагменте формообразующей структуры – арочной системе. Для проведения подобных исследований требуется разработка специальной технологической оснастки. В статье сформулированы требования к оснастке и обеспечению испытаний. Авторами предложена оригинальная конструкция технологической оснастки, которая позволяет закреплять шнуры арочной системы с близкими к конструкции рефлектора граничными условиями. Разработана 3D-модель оснастки, на основе которой был изготовлен опытный образец. Собрана отдельная арочная система, соответствующая штатной конструкции по размерам, конфигурации и усилиям натяжения шнуров. Проведены испытания по оценке погрешности измерений арочной системы в изготовленном макете оснастки. Результаты испытаний подтвердили возможность использования разработанной оснастки для проведения автономных испытаний формообразующей структуры.

Ключевые слова: трансформируемый рефлектор, зонтичный рефлектор, формообразующая структура, технологическая оснастка.

Введение

В настоящее время возросла необходимость создания крупногабаритных трансформируемых рефлекторов с высокой точностью отражающей поверхности с целью улучшения качества сигнала спутниковой связи и увеличения объемов передаваемой информации. В России и за рубежом, в связи с простотой конструкции, наибольшее распространение получили зонтичные трансформируемые рефлекторы с металлическим трикотажным полотном в качестве радиоотражающей поверхности [1–5].

Для формирования отражающей поверхности с требуемой точностью в таких рефлекторах используется формообразующая структура (ФОС), представляющая собой в раскрытом поло-

жении систему натянутых размеростабильных нитей и шнуров [6–10]. На рис. 1 представлен общий вид конструкции одного сектора ФОС зонтичного рефлектора.

На шнуры формообразующей структуры в процессе изготовления рефлектора и его штатной эксплуатации воздействуют различные внешние факторы, которые приводят к изменению геометрии ФОС, что в конечном счете влияет на радиотехнические характеристики антенны в целом.

Вопрос стабильности геометрических размеров ФОС на протяжении всего жизненного цикла изделия требует дополнительных исследований, которые целесообразно проводить на отдельном фрагменте ФОС – арочной системе, состоящей из кольцевого шнура, тыльного шнура и соединяющих их оттяжек (рис. 1). Этот элемент формообразующей структуры может дать полное представление об изменении геометрии

[✉] 2481ghj@mail.ru

ческих характеристик при наименьших трудозатратах.

Однако для проведения автономных испытаний арочной системы ФОС требуется специальная технологическая оснастка.

1. Постановка задачи

Технологическая оснастка должна обеспечить сборку автономных арочных систем, соответствующих по размерам, конфигурации и усилиям натяжения шнуров арочным системам, входящим в состав ФОС существующих рефлекторов зонтичного типа [11; 12].

В ходе автономных испытаний арочной системы предполагается смоделировать процесс

укладки кольцевого и тыльного шнуров, поэтому оснастка должна обеспечить неподвижное расположение точек A и B и допускать перемещение точек C и D в направлении оси X .

Для достоверности проводимых исследований в конструкции технологической оснастки должны быть организованы заделки шнуров арочной системы с близкими к конструкции рефлектора граничными условиями:

- при переводе арочной системы из сложенного в рабочее состояние положения точек B и C должны восстанавливаться по двум координатам (X , Y);
- при переводе арочной системы из сложенного в рабочее состояние положения точек A и D должны восстанавливаться по одной координате (X).

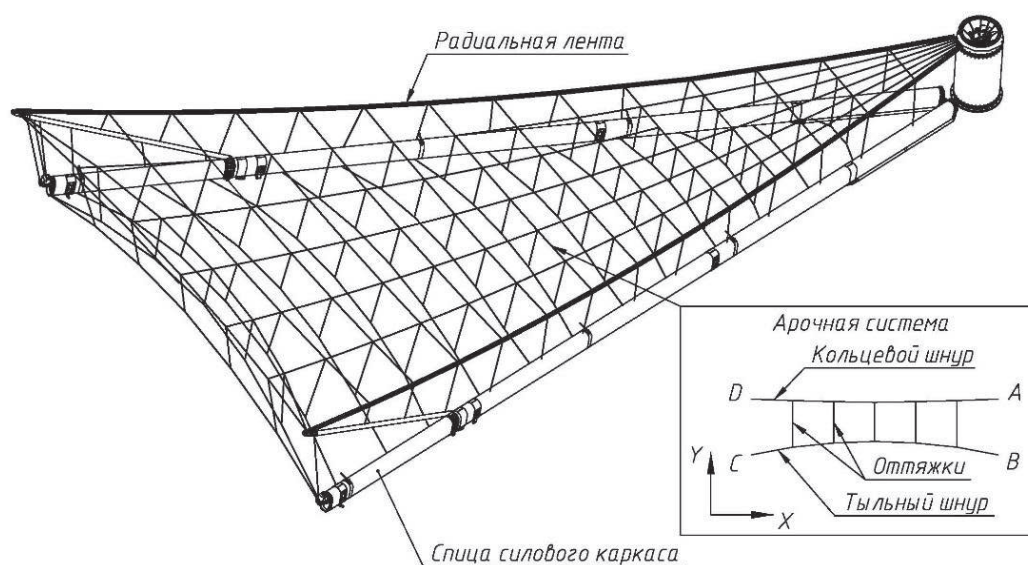


Рис. 1. Конструкция сектора формообразующей структуры трансформируемого зонтичного рефлектора

2. Описание конструкции разработанной оснастки

На этапе проектирования была разработана 3D-модель технологической оснастки, представленная на рис. 2. В данной конструкции шнуры арочной системы с одной стороны крепятся за силовую раму 3, а с другой за подвижную стойку 4, перемещающуюся в направлении оси X .

В рабочем положении подвижная стойка 4 фиксируется ограничителями 8, расположенными на направляющей шпильке 7. Данное конструктивное исполнение узла фиксации также позволяет на этапе сборки арочной системы регулировать усилия натяжения шнуров за счет дискретного перемещения стойки 4 по направляющей шпильке 7.

В узлах крепления 5 воспроизведена фиксация тыльного шнура 2 за жесткие спицы силового каркаса, положение которых остается постоян-

ным даже при изменении усилия натяжения тыльного шнура.

В узлах крепления 6 смоделированы места фиксации кольцевого шнура 1 за упругие радиальные ленты ФОС, положение которых изменяется в направлении оси Y при изменении усилия натяжения в кольцевом шнуре. Для организации близких граничных условий в конструкции узла была применена пружина 9 с жесткостью, равной жесткости натянутой радиальной ленты. Жесткость радиальной ленты была определена в конечно-элементной модели зонтичного рефлектора [11] и составила 3400 Н/м при усилии натяжения ленты 170 Н на периферии ФОС.

Для исключения возможности проскальзывания шнуров в местах заделки, а также для предотвращения изломов и чрезмерного натяжения шнуров, в узлах крепления 5 и 6 был установлен коуш 10, формирующий петлю с плавным изгибом.

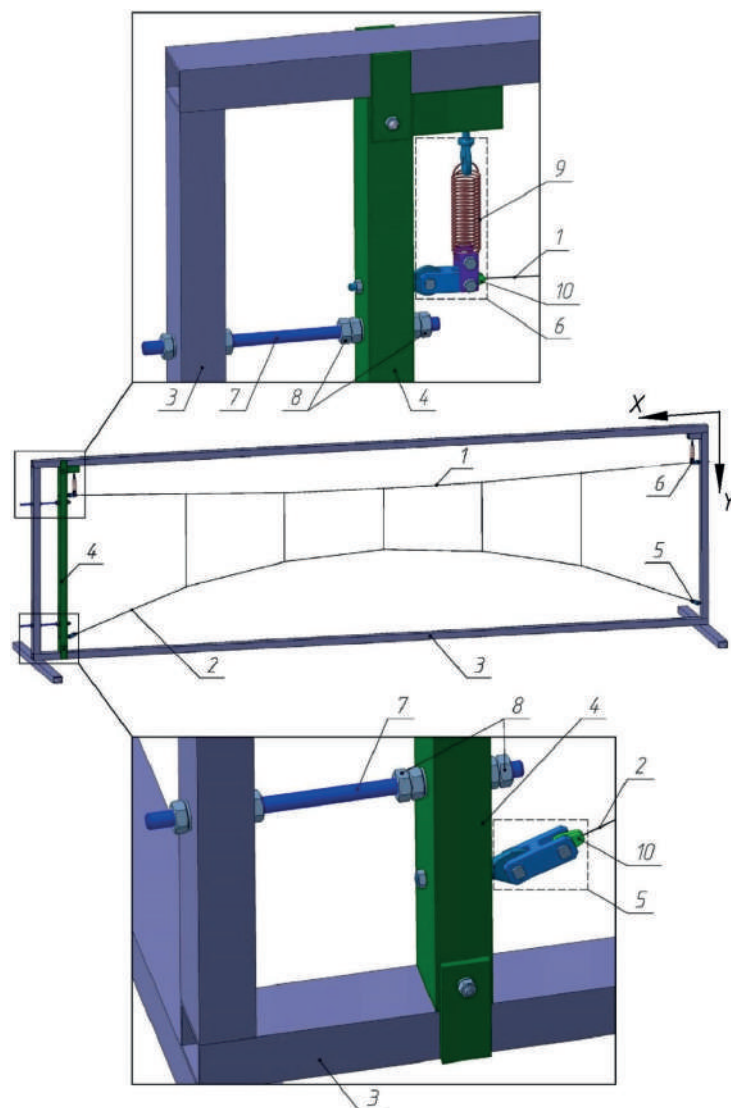


Рис. 2. 3D-модель оснастки: 1 – кольцевой шнур, 2 – тыльный шнур, 3 – силовая рама, 4 – подвижная стойка, 5 – узел крепления кольцевого шнура, 6 – узел крепления тыльного шнура, 7 – шпилька, 8 – ограничитель, 9 – пружина, 10 – коуш

3. Изготовление опытного образца

Для проверки правильности конструктивных решений и оценки влияния несовершенства

разработанной оснастки на результаты испытаний был изготовлен опытный образец, представленный на рис. 3.

Поскольку наиболее представительными при испытаниях являются арочные системы с наи-

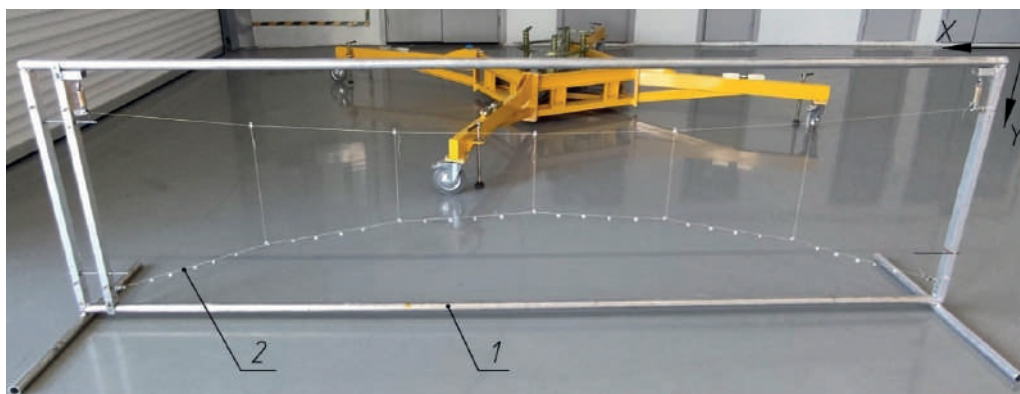


Рис. 3. Изготовленный опытный образец: 1 – технологическая оснастка, 2 – арочная система

большими габаритными размерами (чем больше длина шнуров арочной системы, тем существеннее будут изменения ее геометрических размеров под действием внешних факторов), то для изготовления опытного образца была выбрана арочная система, расположенная на периферии ФОС зонтичного рефлектора [11]. Основные параметры арочной системы, собранной в изготовленном образце технологической оснастки, представлены в таблице.

Таблица

Основные параметры изготовленной арочной системы

Параметр	Значение	Единица измерения
Длина кольцевого шнура	3380,7	мм
Длина тыльного шнура	3459,1	мм
Усилие натяжения кольцевого шнура	2,1	кгс
Усилие натяжения тыльного шнура	0,6	кгс

Для проведения измерений в ходе испытаний на основные элементы оснастки и шнуры арочной системы были установлены контрольные элементы в соответствии со схемой, представленной на рис. 4.

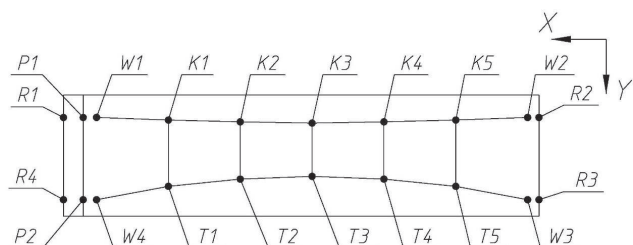


Рис. 4. Схема расположения контрольных элементов:

R1–R4 – контрольные элементы на силовой раме,
P1 и P2 – контрольные элементы на подвижной стойке, W1–W4 – контрольные элементы на коушах,
K1–K5 – контрольные элементы на кольцевом шнуре,
T1–T5 – контрольные элементы на тыльном шнуре

Ключевые узлы изготовленной технологической оснастки с установленными контрольными элементами представлены на рис. 5 и 6.

Контрольные элементы на тыльном шнуре были установлены в местах фиксации оттяжки согласно рис. 7. Для закрепления контрольных элементов были использованы технологические подложки, изготовленные на 3D-принтере.

Контрольные элементы на кольцевом шнуре были установлены с обратной стороны узлов регулировки, предназначенных для изменения длины оттяжек, в соответствии с рис. 8.

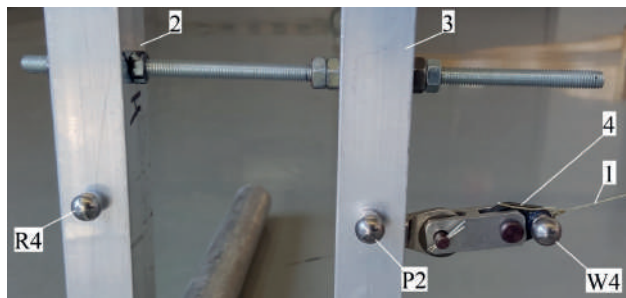


Рис. 5. Узел крепления тыльного шнура:
1 – тыльный шнур, 2 – силовая рама,
3 – подвижная стойка, 4 – коуш

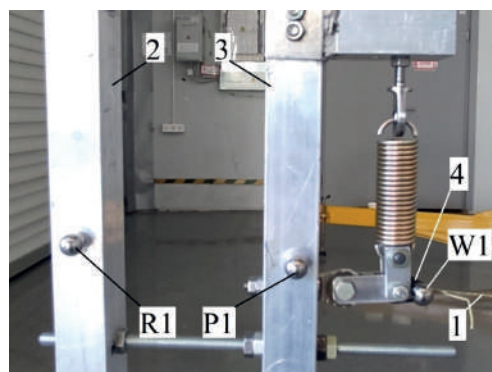


Рис. 6. Узел крепления кольцевого шнура:
1 – кольцевой шнур, 2 – силовая рама,
3 – подвижная стойка, 4 – коуш

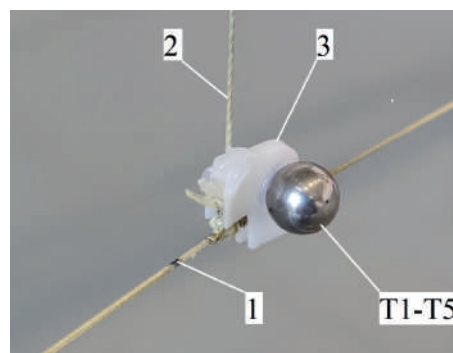


Рис. 7. Закрепление контрольного элемента на тыльном шнуре: 1 – тыльный шнур, 2 – оттяжка,
3 – технологическая подложка

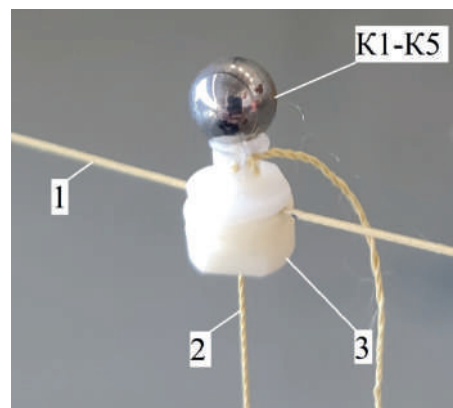


Рис. 8. Закрепление контрольного элемента на кольцевом шнуре: 1 – кольцевой шнур,
2 – оттяжка, 3 – узел регулировки

4. Оценка влияния несовершенства разработанной оснастки на результаты испытаний

В процессе испытаний арочной системы измеряемые величины будут получены с некоторым отклонением от их действительного значения, что обусловлено как погрешностью измерительного прибора, так и несовершенством оснастки, используемой для проведения испытаний.

Для измерения координат контрольных точек арочных систем используется бесконтактная система измерения и контроля геометрических размеров – лазерный трекер. Средняя погрешность измерения таким прибором на расстоянии 3 м (расстояние между трекером и опытным образцом оснастки) составляет не более 0,03 мм [13].

К несовершенствам разработанной оснастки следует отнести факторы, которые будут препятствовать возвращению (после внешнего воздействия) арочной системы в номинальное положение:

- наличие трения в узлах крепления шнуров арочной системы;
- погрешность перемещения подвижных элементов оснастки.

Для оценки величины вклада этих факторов в результаты измерений выполнялись действия по следующему алгоритму:

1) Измерение координат контрольных точек опытного образца в номинальном положении (измерение № 0);

2) Изменение положения кольцевого шнура в направлении оси Y на величину 3–5 см и рез-

кое возвращение арочной системы в номинальное положение для создания колебаний, после которых арочная система может изменить положение в связи с наличием трения в узлах крепления шнуров;

3) Измерение координат контрольных точек после затухания колебаний (измерение № 1);

4) Перемещение подвижной стойки на величину $50 \text{ см} \pm 2 \text{ см}$;

5) Возвращение подвижной стойки в исходное положение;

6) Измерение координат контрольных точек (измерение № 2);

7) Выполнение действий по пунктам 4–6 в количестве 4 раза (измерения №№ 3–5).

Результаты измерений представлены на рис. 9–11.

Перемещение контрольных элементов $K1$ – $K5$ и $T1$ – $T5$, расположенных на шнурах арочной системы в направлении оси Y после затухания колебаний, составило не более 0,02 мм (рис. 9, измерение № 1), что сопоставимо с погрешностью измерительного прибора.

Согласно графику, представленному на рис. 11, после перемещений подвижной стойки установленные на ней контрольные элементы $P1$ и $P2$ изменяли свое положение в отрицательном направлении оси X до 0,3 мм.

Уменьшение расстояния между заделками шнуров приводило к закономерному перемещению контрольных элементов $K1$ – $K5$ и $T1$ – $T5$ в положительном направлении оси Y в связи со снижением усилий натяжения в шнурах арочной системы (рис. 9, измерения №№ 2–5). Максимальное отклонение составило:

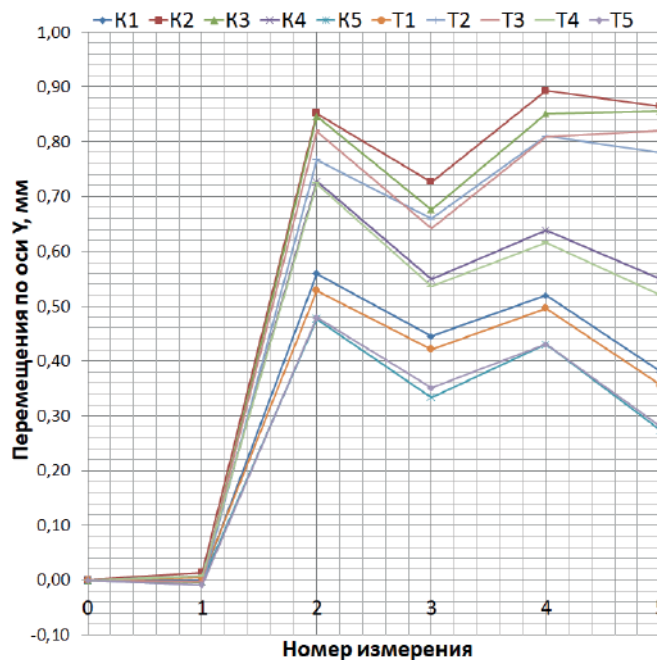


Рис. 9. Перемещение контрольных элементов $K1$ – $K5$ и $T1$ – $T5$ по оси OY

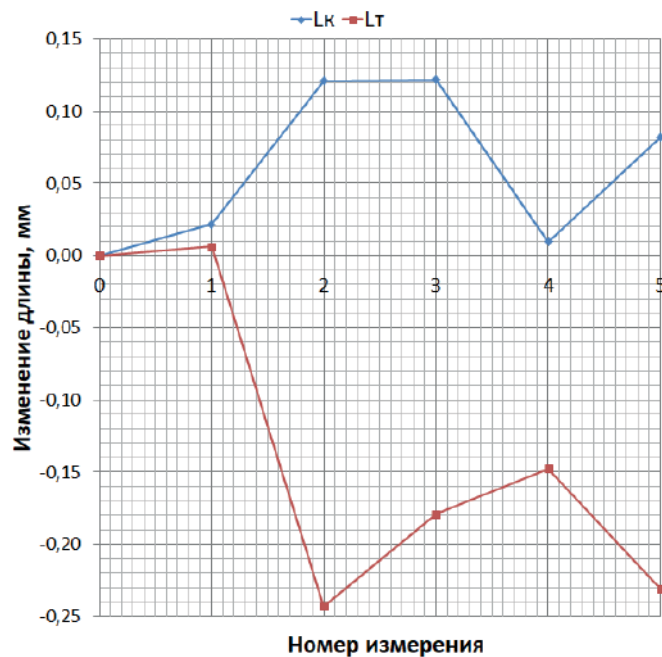


Рис. 10. Изменение длин тельного шнура (L_T) и кольцевого шнура (L_K)

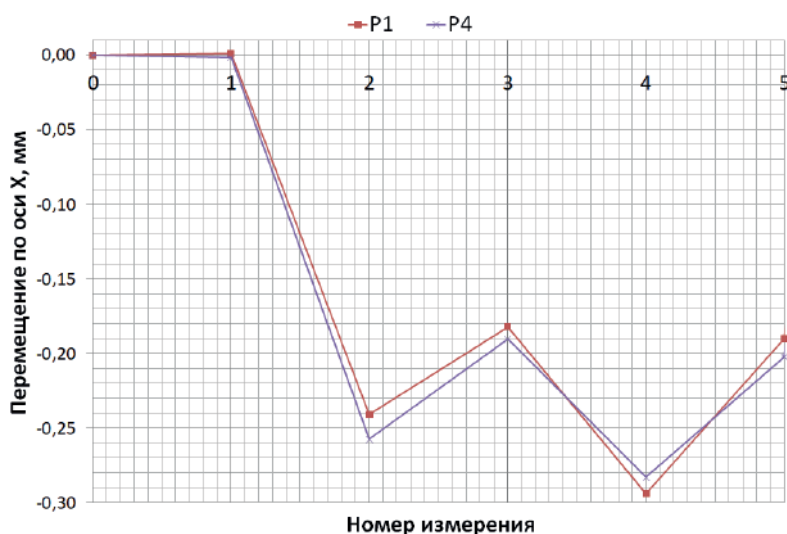


Рис. 11. Перемещение контрольных элементов $P1$ и $P4$ по оси OX

- для контрольных элементов $K1-K5$, установленных на кольцевом шнуре – 0,89 мм;
- для контрольных элементов $T1-T5$, установленных на тельном шнуре – 0,82 мм.

Однако по результатам, представленным на рис. 10, следует отметить, что, несмотря на значительные отклонения контрольных элементов $K1-K5$ и $T1-T5$ от номинального положения, изменение длин шнуров арочной системы составило не более 0,25 мм.

Поскольку положительным критерием для автономных испытаний арочной системы является изменение длин шнуров не более 0,05 % после всех видов воздействий, то для кольцевого и тельного шнуров собранной арочной системы

(таблица) изменение длин не должно превышать 1,69 мм и 1,73 мм соответственно. Учитывая ожидаемую величину изменения длин шнуров, отклонения, вызванные несовершенством оснастки, принимается считать допустимыми для проведения автономных испытаний арочной системы.

Заклучение

В статье рассмотрен вариант конструкции технологической оснастки для проведения принципиально новых испытаний на фрагменте формообразующей структуры зонтичного рефлектора – арочной системе.

В обеспечение достоверности исследований сформулированы требования к оснастке в части организации граничных условий. Разработана 3D-модель оснастки, на основе которой был изготовлен опытный образец. Изготовленный макет обеспечил сборку отдельной арочной системы, соответствующей штатной конструкции по размерам, конфигурации и усилиям натяжения шнура.

Проведена оценка погрешности измерений арочной системы в изготовленном макете, результаты которой подтвердили возможность использования разработанной оснастки для проведения автономных испытаний арочной системы. Однако, для снижения влияния несовершенства оснастки на результаты измерений, целесообразно проводить испытания на арочных системах с длиной кольцевого шнура не менее 2 м.

Список литературы

- [1] Пономарев С. В. Трансформируемые рефлекторы антенн космических аппаратов // Вестник Томского государственного университета. Математика и механика. 2011. № 4 (16). С. 110–119.
- [2] Imbriale W. A., Gao S., Boccia L. Space Antenna Handbook. John Wiley & Sons Ltd., 2012. 744 p.
- [3] Гряник М. В. Развертываемые зеркальные антенны зонтичного типа. М. : Радио и связь, 1987. 72 с.
- [4] Лопатин А. В., Рутковская М. А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (часть 1) // Вестник СибГАУ. 2007. № 2. С. 51–57.
- [5] Im E., Thomson M., Fangand H. Prospects of Large Deployable Reflector Antennas for a New Generation of Geostationary Doppler Weather Radar Satellites. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [6] Голдобин Н. Н., Тестоедов Н. А. Алгоритм построения периферийного шнура фронтальной сети для трансформируемого сетчатого рефлектора космического аппарата // Вестник СибГАУ. 2014. № 2 (54). С. 100–106.
- [7] Вовов В. В., Шендалев Д. О., Черкашина Е. К., Шальков В. В. Разработка формообразующей структуры с треугольными гранями для крупногабаритного трансформируемого рефлектора // Решетневские чтения : материалы XV Междунар. науч.-практ. конф. 2011. Ч. 1. С. 50–51.
- [8] Шевчугов В. О., Шальков В. В. Разработка параметрической модели фронтальной сети формообразующей структуры рефлектора с трапециевидной формой граней // Решетневские чтения : материалы XXII Междунар. науч.-практ. конф. 2018. Ч. 1. С. 185–188.
- [9] Tibert G. Deployable Tensegrity Structures for Space Applications : Doctoral Thesis. Stockholm. 2002. 244 p.
- [10] Harless R. I. Surface edge enhancement for space-deployable mesh antenna. Patent no. 2001/6278416 US. 2001.
- [11] Тестоедов Н. А., Халиманович В. И., Шипилов Г. В., Романенко А. В., Шальков В. В., Величко А. И., Акчурин В. П. Развертываемый крупногабаритный рефлектор космического аппарата. Пат. № 2350519 Российская Федерация, 2009. Бюл. № 9.
- [12] Тестоедов Н. А., Халиманович В. И., Шипилов Г. В., Романенко А. В., Шальков В. В., Величко А. И., Акчурин В. П. Способ изготовления развертываемого крупногабаритного рефлектора космического аппарата. Пат. № 2350518 Российская Федерация, 2009. Бюл. № 9.
- [13] Гришанов В. Н., Ойнонен А. А. Современные лазерные измерительные системы в производственном цикле космической техники // Вестник Самарского государственного университета. 2012. № 1 (32). С. 24–35.

DEVELOPMENT OF TECHNOLOGICAL EQUIPMENT FOR AUTONOMOUS TESTING OF THE SHAPING STRUCTURE OF THE UMBRELLA REFLECTOR

A. V. Ivanov, K. A. Kushnir, V. O. Shevchugov, A. N. Klimov

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

A shaping structure is element in most transformable reflectors to ensure the required accuracy of the reflective surface. An umbrella reflector shaping structure is a system of tensioned di-

dimensionally stable cords in the open position. External factors influence the cords of the shaping structure, which lead to a change in the length of the cords throughout the entire life cycle of the product. It is advisable to assess the stability of the geometric dimensions of the cords, from the point of view of labor intensity, on a piece of the shaping structure – the arch system. To conduct this kind of research, there is a need to develop special technological equipment. The article considers the requirements for technological equipment and testing. The authors propose an original design of technological equipment, which allows fixing the cords of the arch system with boundary conditions similar to a real reflector. The paper describes a 3D model of the technological equipment, on the basis of which a prototype was made. The prototype ensured the assembly of a separate arch system corresponding to the standard design in terms of size, configuration and cord tension. Tests were carried out to assess the measurement error of the arch system in the manufactured experimental model. The test results confirmed the possibility of using the developed technological equipment for component tests of the shaping structure.

Keywords: transformable reflector, umbrella reflector, shaping structure, technological equipment.

References

- [1] Ponomarev S. V. *Transformiruemye reflektory antenn kosmicheskikh apparatov* [Transformable reflectors of spacecraft antennas] // Tomsk State University Journal of Mathematics and Mechanics, 2011, no. 4 (16), pp. 110–119. (In Russian)
- [2] Imbriale W. A., Gao S., Boccia L. *Space Antenna Handbook*. John Wiley & Sons Ltd., 2012. 744 p.
- [3] Gryanik M. V., Loman V. I. *Razvertvyvaemye zerkal'nye anteny zontichnogo tipa* [Unfurlable reflector umbrella type-antennas]. Moscow, Radio i svyaz Publ., 1987, 72 p. (In Russian)
- [4] Lopatin A. V., Rutkovskaya M. A. *Obzor konstruktivnykh sovremennykh transformiruemyykh kosmicheskikh antenn (chast' 1)* [The review of designs of modern transformed space antennas (part 1)] // Siberian Aerospace Journal, 2007, no. 2, pp. 51–57. (In Russian)
- [5] Im E., Thomson M., Fangand H. Prospects of Large Deployable Reflector Antennas for a New Generation of Geostationary Doppler Weather Radar Satellites. American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007.
- [6] Goldobin N. N., Testodov N. A. *Algoritmy postroyeniya periferijnogo shnura frontal'noj seti dlya transformiruemogo setchatogo reflektora kosmicheskogo apparata* [A construction algorithm of the peripheral cord of the frontal network for the space reflector with the cable-mesh deployable structure] // Siberian Aerospace Journal, 2014, no. 2, pp. 100–106. (In Russian)
- [7] Vozov V. V., Cherkashina E. K., Shalkov V. V., Shendalev D. O. *Razrabotka formoobrazuyushchey struktury s treugolnymi fatsetami dlya krupnogabaritnogo transformiruemogo reflektora* [Development of shape-generating structure with triangle facets for large deployable reflector] // Reshetnev readings : materials of the XV International scientific-practical conference, Krasnoyarsk, 2011, part 1, pp. 113–115. (In Russian)
- [8] Shevchugov V. O., Shal'kov V. V. *Razrabotka parametricheskoy modeli frontal'noj seti formoobrazuyushchey struktury reflektora s trapetseidальной formoy fatset* [Development of parametric model of a front net of the shape-generating structure with trapezoidal form of facets] // Reshetnev readings : materials of the XXII International scientific-practical conference, Krasnoyarsk, 2018, part 1, pp. 185–188. (In Russian)
- [9] Tibert G. Deployable Tensegrity Structures for Space Applications : Doctoral Thesis, Stockholm, 2002, 244 p.
- [10] Harless R. I. Surface edge enhancement for space-deployable mesh antenna. Patent no. 2001/6278416 US. 2001.
- [11] Testodov N. A., Khalimanovich V. I., Shipilov G. V., Romanenko A. V., Shal'kov V. V., Velichko A. I., Akchurin V. P. *Razvertvyvaemyy krupnogabaritnyy reflektor kosmicheskogo apparata* [Space vehicle deployable bulky reflector]. Patent RU 2350519, 2009, bulletin no. 9.
- [12] Testodov N. A., Khalimanovich V. I., Shipilov G. V., Romanenko A. V., Shal'kov V. V., Velichko A. I., Akchurin V. P. *Sposob izgotovleniya razvertvyvaemogo krupnogabaritnogo reflektora kosmicheskogo apparata* [Method for production of space vehicle deployable bulky reflector]. Patent RU 2350519, 2009, bulletin no. 9.
- [13] Grishanov V. N., Oynonen A. A. *Sovremennyye lazernyye izmeritelnyye sistemy v proizvodstvennom tsikle kosmicheskoy tekhniki* [Up-to-date laser measuring systems in the production cycle of space technique] // Vestnik of Samara University. Aerospace and Mechanical Engineering, 2012, vol. 32, no. 1. pp. 24–35. (In Russian)

Сведения об авторах

Иванов Артем Васильевич – инженер-конструктор 2 категории АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский государственный университет науки и технологий

имени академика М. Ф. Решетнева в 2019 году. Область научных интересов: механические устройства трансформируемых конструкций космических аппаратов.

ORCID: 0000-0002-3252-3987

Климов Алексей Николаевич – ведущий инженер по наладке и испытаниям АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Восточно-Казахстанский государственный университет имени С. Аманжолова в 2005 году. Область научных интересов: бесконтактные дистанционные измерения оптическими методами.

Кушнир Ксения Андреевна – инженер-конструктор 3 категории АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончила Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева в 2021 году. Область научных интересов: механические устройства трансформируемых конструкций космических аппаратов.

Шевчугов Василий Олегович – инженер 2 категории АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнева в 2019 году. Область научных интересов: анализ трансформируемых конструкций космического аппарата по прочности и динамике.

ОСОБЕННОСТИ РАЗРАБОТКИ ИМИТАЦИОННОЙ МОДЕЛИ РЕДУКТОРНОЙ СБОРКИ ПРИВОДА КОСМИЧЕСКОГО АППАРАТА

**А. В. Горбунов¹, О. И. Желтышев¹ ✉, А. С. Саблин¹,
М. А. Загайнов¹, С. А. Кузнецов²**

¹ Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова,
г. Санкт-Петербург, Российская Федерация

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

Рассматривается редукторная сборка привода вращательного движения системы космического аппарата. Такие редукторные сборки являются одним из основных элементов систем космического аппарата с применением крупногабаритных конструкций, которые в транспортном положении находятся в сложенном состоянии. В связи с развитием вычислительной техники появляется возможность создавать более точные имитационные модели таких конструкций. Целью работы является создание имитационной модели, позволяющей производить анализ возникающих нагрузок на волновом редукторе из состава редукторной сборки привода космического аппарата. В первом разделе рассматривается процесс создания конечно-элементной модели привода. Одной из особенностей создания конечно-элементной модели является способ учета предварительного напряженно-деформированного состояния в элементах конструкции волновой передачи. Во втором разделе производится анализ полученных данных в ходе проведения расчета. Исследуются полученные эквивалентные напряжения на деталях конструкции, контактные напряжения в зубчатом зацеплении, определяется крутильная жесткость элементов редуктора, рассматриваются различные положения зуба при движении. Исследовано влияние нагрузок, прикладываемых к выходному звену редуктора на поверхности зубчатых колес. Полученная имитационная модель позволяет рассматривать аналогичные редукторные сборки, в которых применяются волновые передачи.

Ключевые слова: редуктор, привод, космический аппарат, метод конечных элементов, прочность.

Введение

Одним из основных факторов увеличения срока активного существования космических аппаратов (КА) является обеспечение надежности работы составляющих их исполнительных систем. Для осуществления данной задачи необходимо использовать современные подходы, позволяющие проектировать узлы и агрегаты для космического применения.

Увеличение вычислительных мощностей, связанное с активным развитием вычислительной техники, позволяет создавать имитационные модели, охватывающие как отдельные элементы систем, так и сами системы в целом.

Увеличение требований, предъявляемых к современным КА, ведет к увеличению и усложнению крупногабаритных конструкций, которые в транспортном положении находятся в сложенном состоянии.

Применение классического подхода, связанного с созданием многозвенных самораскрывающихся конструкций, основанных на использовании множества индивидуальных точек актуации и демпфирования, уже не позволяет создавать крупногабаритные трансформируемые конструкции (КТК) с заданными надежностью, плавностью раскрытия и допустимыми вибрациями. С ростом числа точек актуации, а, следовательно, отдельных приводов и устройств зачехловки, вероятность успешного раскрытия неуклонно снижается. Помимо этого, растет сложность контроля изменения момента инерции конструкции в про-

✉ oleg471471@yandex.ru

цессе ее раскрытия, что приводит к возникновению значительных инерционных моментов после приведения КТК в рабочее состояние.

Перспективным решением данных проблем является оснащение современных КА специализированными робототехническими комплексами, позволяющими производить процесс развертывания трансформируемых систем с заданными ускорениями, профилями скоростей, моментами инерции и т. д.

Одним из основных элементов построения такой системы является привод вращения, который должен отвечать более высоким требованиям, нежели приводы других служебных систем, такие как приводы ориентации, наведения и др.

Наиболее подверженным износу элементом в таких агрегатах является зубчатая передача, например, волновая. Увеличить ее надежность мож-

но путем модификации профиля зацепления, как в нормальной, так и в ортогональной плоскостях зуба. Оптимизация профиля зуба может быть выполнена с применением численных методов.

Цель настоящего исследования состоит в разработке и применении имитационной модели, описывающей работу волновой передачи.

1. Создание конечно-элементной модели

Исследуемая редукторная сборка конструктивно состоит из двигателя, планетарной ступени и волновой ступени. Кинематическая схема устройства представлена на рис. 1.

Двигатель 1 приводит в движение вал I. На данном валу установлен гибкий подшипник, передающий движение на гибкое колесо 2, обка-

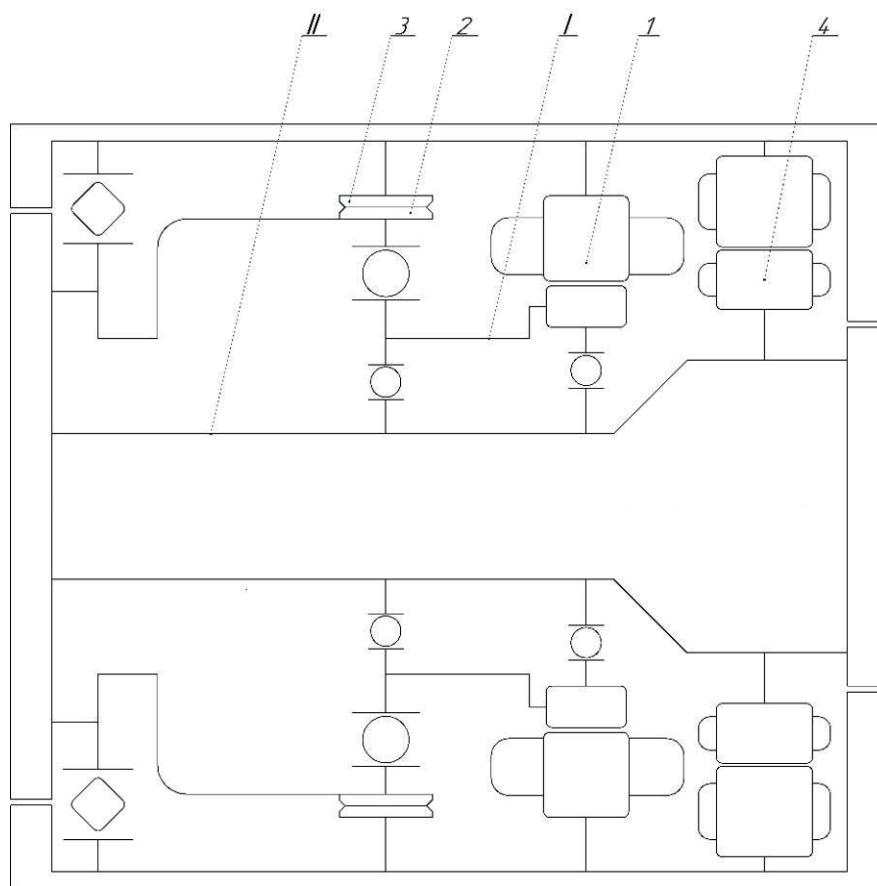


Рис. 1. Кинематическая схема устройства: I – вал, II – выходной вал, 1 – двигатель, 2 – гибкое колесо, 3 – жесткое колесо, 4 – вращающийся трансформатор

тывающееся по жесткому колесу 3. В свою очередь гибкое колесо жестко связано с выходным валом II.

Основными элементами конструкции, воспринимающими нагрузки при работе редукторной сборки, являются жесткое и гибкое колеса волновой ступени.

Имитационная модель для проведения расчетов была разработана с использованием Ansys

Workbench. Для уменьшения времени расчета и уменьшения величины накапливаемой ошибки трехмерная модель упрощается – удаляются фаски и скругления, не участвующие в расчете.

Также при проведении расчета принимается допущение, позволяющее ускорить время расчета – не учитывается жесткость гибкого подшипника, входящего в состав волновой ступени. В связи

с этим модель генератора волн изменяется, а от модели гибкого подшипника остается только наружное кольцо (рис. 2).

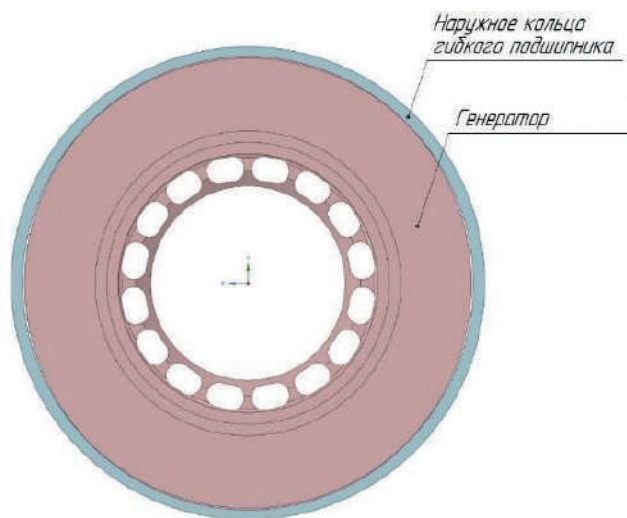


Рис. 2. Модель генератора волн и гибкого подшипника

В качестве элементов для создания сеточной модели используется гексаэдрический элемент SOLID186, представленный на рис. 3а, и тетраэдрический элемент SOLID187, представленный на рис. 3б.

Это трехмерные структурные твердые элементы, определенные 20 (SOLID186) и 10 (SOLID187) вершинами, имеющими три степени

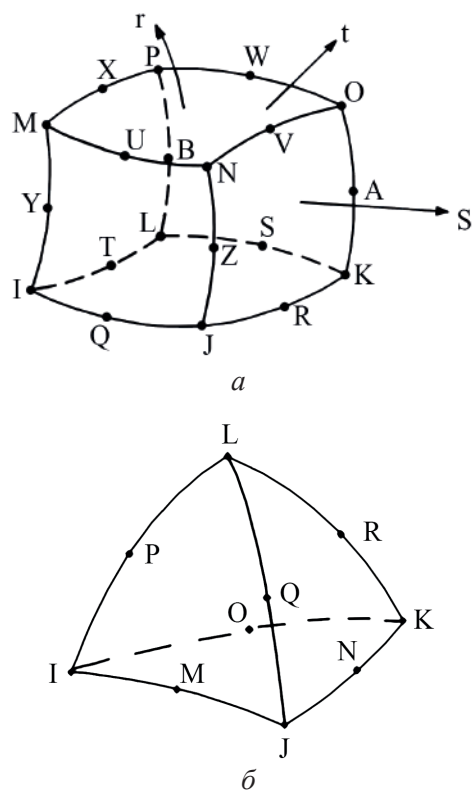


Рис. 3. Конечные элементы SOLID186 (а) и SOLID187 (б)

свободы. Могут иметь любое стереоскопическое ориентирование. Элементы поддерживают пластичность, гиперупругость, ползучесть, большие отклонения и деформации.

В качестве соединения между сопрягаемыми поверхностями наружного кольца гибкого подшипника и поверхностью генератора волн задается контакт с нулевым коэффициентом трения. Такой контакт позволяет решить задачу деформирования наружного кольца гибкого подшипника, а, соответственно, и гибкого колеса волновой передачи перед решением основных шагов нагружения.

Общий вид полученной конечно-элементной модели (КЭМ) показан на рис. 4.

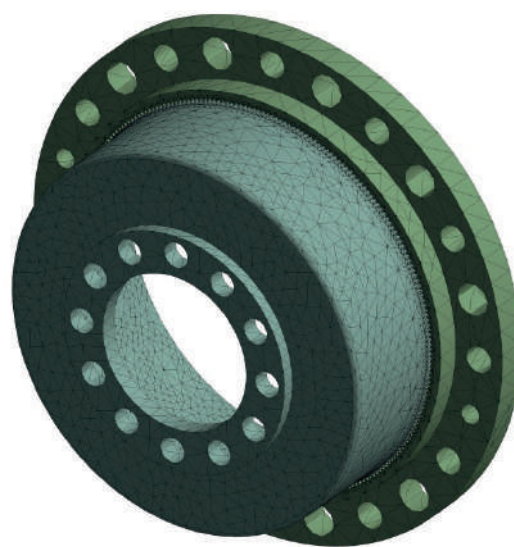


Рис. 4. Общий вид КЭМ

В качестве материала используется сталь с модулем упругости $2 \cdot 10^{11}$ Па и коэффициентом Пуассона 0,3.

На входное и выходное звенья задается контакт типа Revolute Joint, исключающий любое перемещение, кроме поворота вокруг одной из осей.

Расчет производится по шагам. На первом шаге входное звено поворачивается на 45° градусов. На втором шаге на выходное звено прикладывается нагрузка в виде момента силы от 0 до 50 Н·м.

2. Анализ результатов расчета

Максимальные напряжения, полученные в результате расчета, наблюдаются на поверхностях зубчатого венца и составляют $7,8 \cdot 10^8$ Па. Показано распределение напряжений на фрагменте жесткого колеса в области зацепления с гибким колесом после поворота входного звена на угол 45° градусов (рис. 5а), момент силы на выходном звене 150 Н·м (рис. 5б), момент силы 350 Н·м (рис. 5в), момент силы 500 Н·м (рис. 5г).

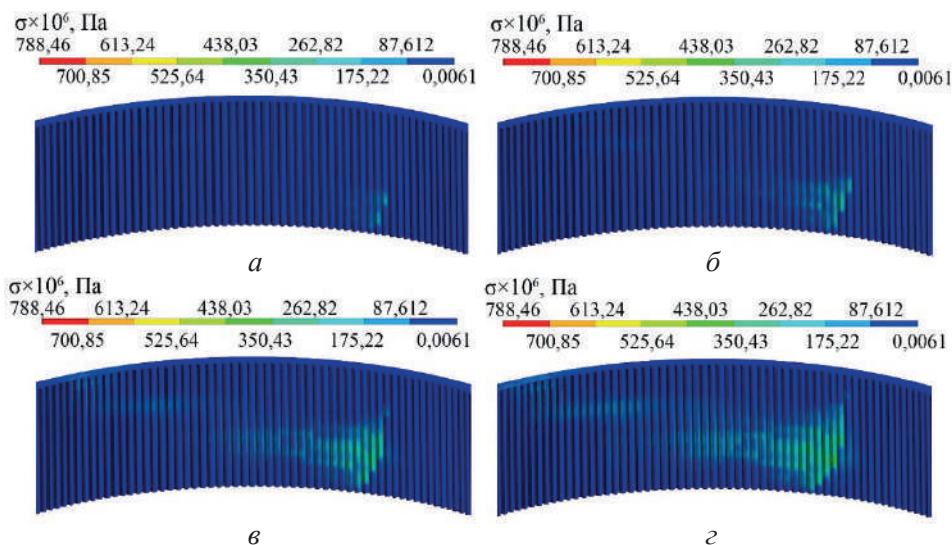


Рис. 5. Напряжения на жестком колесе.
Значения $\sigma \cdot 10^6$, Па: 788,49, 700,85, 613,24, 525,64, 438,03, 350,43, 262,82, 175,22, 87,612, 0,0061

В ходе анализа были получены эпюры распределения контактных напряжений (до приложения нагрузки) по сечениям вдоль оси зуба.

Эпюры и места расположения разрезов показаны на рис. 6. Здесь *а* – место нахождения разрезов, *б* – 25 % длины зуба, *в* – 50 %, *г* – 75 %.

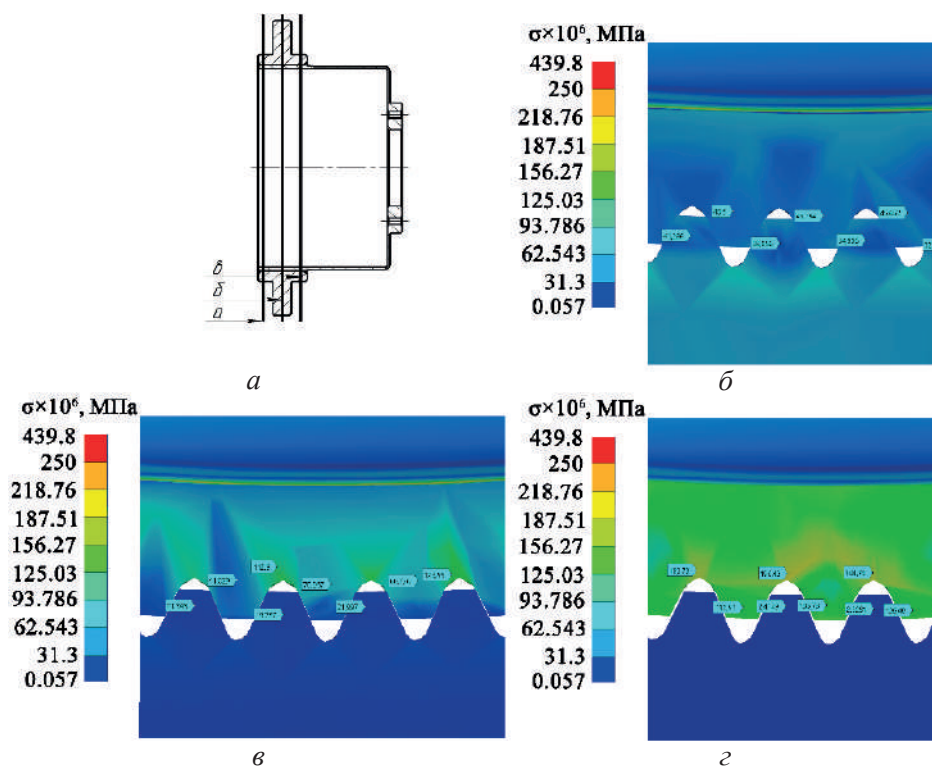


Рис. 6. Эпюры распределения контактных напряжений.
Значения $\sigma \cdot 10^6$, Па: 439,8, 250, 218,76, 187,51, 156,27, 125,03, 93,786, 62,543, 31,3, 0,057

Также в ходе расчета была получена зависимость крутильной жесткости от нагружающего момента на гибком колесе (рис. 7).

Шаги положения зуба в процессе поворота входного звена показаны на рис. 8 (ниж-

ний зубчатый венец – жесткое колесо). Здесь *а* – момент начала входа в зацепление, *б* – момент зацепления, *в* – момент выхода из зацепления, *г* – положение зубьев в незацепленном состоянии.

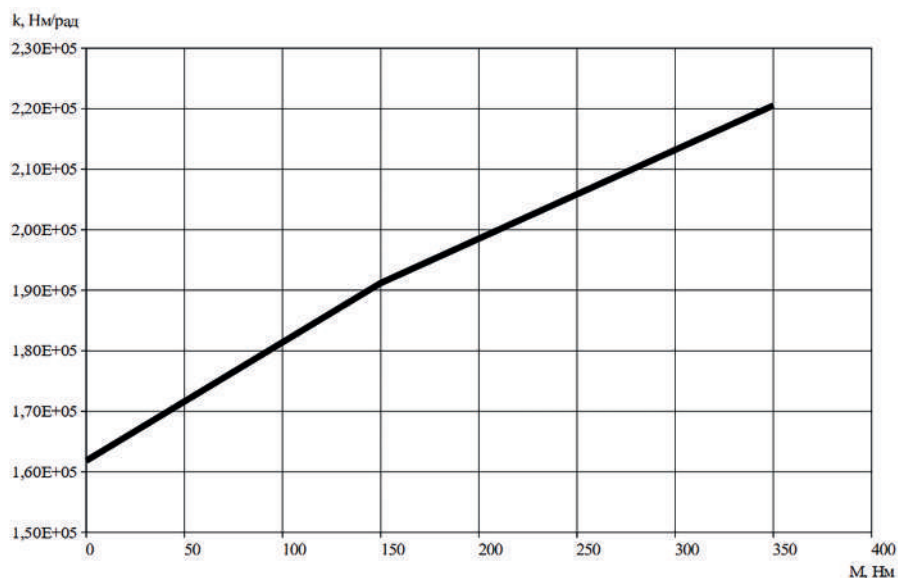


Рис. 7. Крутильная жесткость. По оси X: 0, 50, 100, 150, 200, 250, 300, 350, 400 М, Нм. По оси Y: 1,50E+05, 1,60E+05, 1,70E+05, 1,80E+05, 1,90E+05, 2,00E+05, 2,10E+05, 2,20E+05, 2,30E+05

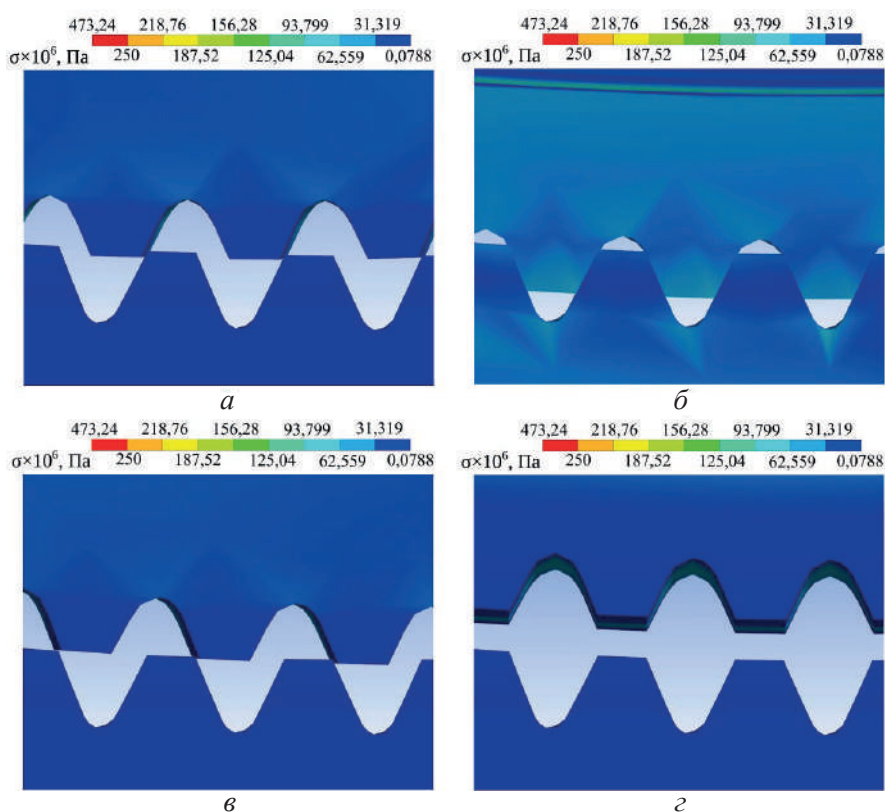


Рис. 8. Шаги положения зуба. Значения $\sigma \cdot 10^6$, Па: 473,24, 250, 218,76, 187,52, 156,28, 125,04, 93,799, 62,559, 31,319, 0,0788

Закключение

В процессе выполнения работы была получена конечно-элементная модель редукторной сборки привода вращательного движения системы космического аппарата. С использованием КЭМ была разработана имитационная модель

для проведения анализа. В ходе анализа были получены данные о распределении напряжений на элементах конструкции, контактные напряжения в зубчатом зацеплении, определена крутильная жесткость и рассмотрен процесс движения зуба в процессе работы. Полученные данные и имитационная модель позволяют производить анализ

различных модификаций волновой передачи, например, с измененным профилем зацепления, измененными геометрическими параметрами зуба в плоскости сечения.

Благодарности

Работа выполнена в рамках проекта «Создание высокотехнологичного импортозамещающего производства универсальных многофункциональных мехатронных модулей,

предназначенных для обеспечения работы исполнительных систем трансформируемых конструкций объектов авиационно-космической техники, обеспечивающей освоение и использование Мирового океана, Арктики и Антарктики» в БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (соглашение № 075-11-2021-057 от 28.06.2021) в соответствии с постановлением Правительства РФ от 09.04.2010 № 218.

Список литературы

- [1] Chaosheng S. Parameter design of double-circular-arc tooth profile and its influence on meshing characteristics of harmonic drive. *Mechanism and Machine Theory*, 2022. 167 p.
- [2] Ishikawa S. Strain wave gearing having double-contact negative deflection tooth profile. Patent no. 9746065B2 US. 2013.
- [3] Routh B. Design aspects of harmonic drive gear and performance improvement of its by problems identification: A review // *AIP Conference Proceedings* 1943. 2018. 020016. doi: 10.1063/1.5029592.
- [4] Wael A. A. Using ANSYS for Finite Element Analysis. Momentum Press, 2018. vol. 2. 240 p.
- [5] Yague-Spaude E. Computational Design, Simulation of Meshing, and Stress Analysis of Strain Wave Gear Drives. Rochester Institute of Technology, 2021.
- [6] Гинзбург Е. Г., Голованов Н. Ф., Фирун Н. Б., Халебский Н. Т. Зубчатые передачи. Л. : Машиностроение, 1980. 416 с.
- [7] Горбунов А. В., Коротков Е. Б., Слободзян Н. С. Высокоточная система наведения и ориентации космических бортовых приборов на базе гексапода с пространственным датчиком положения // *Вопросы радиоэлектроники*. 2017. № 7. С. 42–47.
- [8] Кудрявцев В. Н., Кирдяшев Ю. Н., Гинзбург Е. Г. Планетарные передачи : справочник. Л. : Машиностроение, 1977. 536 с.
- [9] Матвеев С. А., Горбунов А. В., Надежин М. И., Толмачев А. С., Ширшов А. Д., Яковенко Н. Г. Прецизионные мехатронные устройства и робототехнические комплексы на их основе // *Роботизация Вооруженных Сил Российской Федерации : сб. статей V Военно-научной конференции*. Анапа. 2020. С. 201–203.
- [10] Янгулов В. С. Волновые и винтовые механизмы и передачи : учеб. пособие. Томск : Изд-во Томского политехнического университета, 2011. 184 с.

FEATURES OF THE DEVELOPMENT OF A SIMULATION MODEL OF THE GEARBOX ASSEMBLY OF THE SPACECRAFT DRIVE

**A. V. Gorbunov¹, O. I. Zheltyshev¹, A. S. Sablin¹,
M. A. Zagainov¹, S. A. Kuznetsov²**

¹ *Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D. F. Ustinov,
Saint Petersburg, Russian Federation*

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

The gear assembly of the rotational motion drive of the spacecraft system is considered. Such gear assemblies are one of the main elements of spacecraft systems with the use of large-sized structures that are folded in the transport position. Due to the development of computer technol-

ogy, it becomes possible to create more accurate simulation models of such structures. The aim of the work is to create a simulation model that allows to analyze emerging loads on a wave transmission, which is part of the gear assembly of the spacecraft drive. Section one discusses the process of creating a finite element model of the drive. One of the features of creating a finite element model is a method of taking into account the preliminary stress-strain state in the structural elements of the wave transmission. Section two analyzes the data obtained during the calculation. The obtained equivalent stresses on the structural parts, contact stresses in the gear engagement are investigated, the torsional rigidity of the gearbox elements is determined, various tooth positions are considered during movement. The influence of loads applied to the output link of the gearbox on the surface of the gears is investigated. The obtained simulation model allows us to consider similar gear assemblies in which wave transmissions are used.

Keywords: gearbox, drive, spacecraft, finite element method, strength.

References

- [1] Chaosheng S. Parameter design of double-circular-arc tooth profile and its influence on meshing characteristics of harmonic drive. *Mechanism and Machine Theory*, 2022. 167 p.
- [2] Ishikawa S. Strain wave gearing having double-contact negative deflection tooth profile. Patent no. 9746065B2 US. 2013.
- [3] Routh B. Design aspects of harmonic drive gear and performance improvement of its by problems identification: A review // *AIP Conference Proceedings* 1943, 2018, 020016. doi: 10.1063/1.5029592.
- [4] Wael A. A. Using ANSYS for Finite Element Analysis. Momentum Press, 2018, vol. 2. 240 p.
- [5] Yague-Spaude E. Computational Design, Simulation of Meshing, and Stress Analysis of Strain Wave Gear Drives. Rochester Institute of Technology, 2021.
- [6] Ginzburg E. G., Golovanov N. F., Firun N. B., Khalebsky N. T. *Zubchatye peredachi* [Gears]. Leningrad, Mashinostroenie, 1980, 416 p. (In Russian)
- [7] Gorbunov A. V., Korotkov E. B., Slobodzyan N. S. *Vysokotochnaya sistema navedeniya i orientacii kosmicheskikh bortovyh priborov na baze geksapoda s prostranstvennym datchikom polozheniya* [High-precision space on-board instruments aiming and orientation system of the hexapod with a spatial position sensor] // *Issues of Radioelectronics*, 2017, no. 7, pp. 42–47. (In Russian)
- [8] Kudryavtsev V. N., Kirdyashev Yu. N., Ginzburg E. G. *Planetarnye peredachi* [Planetary transmissions]. Leningrad, Mechanical Engineering, 1977, 536 p. (In Russian)
- [9] Matveev S. A., Gorbunov A. V., Nadezhin M. I., Tolmachev A. S., Shirshov A. D., Yakovenko N. G. *Precizionnye mekhatronnye ustrojstva i robototekhnicheskie komplekсы na ih osnove* [Precision mechatronic devices and robotic complexes based on them] // *Robotization of the Armed Forces of the Russian Federation. Collection of articles of the V Military-scientific conference, Anapa, 2020*, pp. 201–203. (In Russian)
- [10] Yangulov V. S. *Volnovye i vintovye mekhanizmy i peredachi* [Wave and screw mechanisms and gears]. Tomsk, Publishing House of Tomsk Polytechnic University, 2011, 184 p. (In Russian)

Сведения об авторах

Горбунов Андрей Владимирович – начальник опытно-конструкторского бюро Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Окончил аспирантуру Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в 2022 году. Область научных интересов: системный анализ.

Желтышев Олег Иванович – инженер 1 категории опытно-конструкторского бюро Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Окончил магистратуру Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в 2018 году. Область научных интересов: измерения, испытания и контроль.

Загайнов Максим Александрович – инженер 2 категории опытно-конструкторского бюро Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Окончил магистратуру Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в 2022 году. Область научных интересов: физическое и математическое моделирование.

Кузнецов Станислав Александрович – кандидат физико-математических наук, начальник отдела инновационного развития АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил специалитет Сибирского федерального университета в 2007 году, магистратуру Сибирского федерального университета в 2016, аспирантуру Томского государственного университета в 2020 году. Область научных интересов: системный анализ, физическое и математическое моделирование.

Саблин Андрей Сергеевич – инженер 1 категории опытно-конструкторского бюро Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Окончил специалитет Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в 2019 году. Область научных интересов: физическое и математическое моделирование.

ПОДГОТОВКА ПОВЕРХНОСТИ ДЕТАЛЕЙ ИЗ ТИТАНОВЫХ СПЛАВОВ ПОД СКЛЕИВАНИЕ С ДЕТАЛЯМИ ИЗ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ МАТЕРИАЛОВ

Л. С. Удод✉, В. Н. Наговицин

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

Разработан способ подготовки поверхности титановых сплавов, обеспечивающий увеличение прочностных характеристик клеевых соединений титан–композит. При подготовке поверхности деталей из титановых сплавов недостаточно применение только механической обработки, а при сочетании с химической обработкой поверхности возможно образование прочных связей. Для получения на деталях из титановых сплавов более развитой поверхности с целью повышения адгезии производят подготовку перед склеиванием вновь разработанным комбинированным механохимическим способом. Подготовка поверхности осуществляется за счет формирования рельефной структуры посредством нанесения рифления на станке с последующим удалением окисной пленки и формированием высокой степени микрошероховатости при помощи травления в смеси кислот. Подготовка поверхности титановых поверхностей новым методом позволяет минимизировать влияние человеческого фактора, улучшить адгезионные характеристики поверхностей деталей, увеличить временной интервал между механической подготовкой и склеиванием. Проведены исследования по определению предела прочности при сдвиге, изгибе, кручении, сжатию, растяжению, а также по определению влияния разрыва временных интервалов между механической подготовкой поверхности и склеиванием на прочностные характеристики клеевого соединения на образцах титан–композит с различной подготовкой поверхности титана. Проведен анализ влияния способов обработки поверхностей деталей из титановых сплавов на прочность клеевого соединения с учетом влияния термического воздействия в условиях вакуума, имитирующего эксплуатацию космического аппарата в условиях космоса.

Ключевые слова: титановый сплав, обработка поверхности, клеевое соединение, шероховатость поверхности, испытания на прочность.

Введение

В современном мире развитие авиационной и ракетно-космической промышленности находится на таком уровне, когда дальнейший научно-технический прогресс требует новых конструкторско-технологических решений. Одним из перспективных направлений является использование в разрабатываемых конструкциях полимерных композиционных материалов (ПКМ) [1–15]. ПКМ обладают такими важными свойствами, как: высокая удельная прочность и жесткость, малая плотность, высокая коррозионная стойкость и сопротивляемость длительным статическим и ди-

намическим нагрузкам, вибростойкость, а также возможность эксплуатации в условиях высоких и низких температур, экстремальных нагрузок, повышенной влажности и др. [10].

Одним из наиболее сложных элементов космического аппарата (КА) с точки зрения изготовления является каркас солнечной батареи (БС). Жесткие ограничения по массе КА и высокие прочностные характеристики подразумевают применение конструкционных материалов, имеющих наименьший коэффициент теплового расширения и высокие удельную прочность и жесткость. Материалом такого класса является углепластик, коэффициент теплового линейного расширения которого близок к нулю в широком диапазоне температур. Существует множество способов соединения конструкций из ПКМ [11]. Можно выделить

✉ liludallaz@iss-reshetnev.ru

две основные группы – механические и клеевые. Механическое соединение обладает рядом недостатков из-за специфической структуры композиционных материалов. Например, из-за анизотропии и неоднородности материала после выполнения отверстий возможно снижение прочности и даже разрушение конструкции в целом [13]. Применение клеевых соединений позволяет обеспечить равномерную концентрацию напряжений, повысить эксплуатационную надежность и экономию массы КА.

В настоящее время в конструкциях перспективных космических аппаратов применяют каркасы БС, штанги, в состав которых входят клеевые соединения труб из ПКМ и законцовок (фитингов) из титановых и алюминиевых сплавов с высокими техническими характеристиками, такими как высокая стойкость к перепаду температур, соотношение прочности сплава и его массы, радиационная стойкость. Поверхности деталей из титановых сплавов обладают низкой адгезией из-за слабой химической активности титана, на поверхностях деталей из алюминиевых сплавов легко образуются окисные пленки, что также приводит к снижению адгезионной прочности клеевого соединения. Поэтому для обеспечения прочностных характеристик и получения стабильности результатов при изготовлении штанг и каркасов БС необходимо уделять особое внимание подготовке поверхностей деталей перед склеиванием [12].

1. Анализ методов подготовки поверхности титановых сплавов перед склеиванием

Достаточно подробно проблема адгезии рассмотрена в работе [1], где авторы показали, что при обработке поверхностей материалов в связи с изменением характеристик поверхности (свободной поверхностной энергии, шероховатости или химического состава) повышаются их адгезионные свойства. Увеличение поверхностной энергии увеличивает смачиваемость подложки и способствует лучшему растеканию органического материала, это выражается в уменьшении значений краевого угла смачивания. Более развитые поверхности позволяют повысить взаимодействие клеевого материала с подложкой за счет увеличения площади контакта. Прочностные характеристики клеевого соединения с металлической поверхностью также зависят от химического состава подложки и клеевого материала [17]. Согласно химической теории адгезии это объясняется химической активностью материалов, благодаря чему возможно образование адгезионных связей. Для повышения адгезионных свойств можно выделить три основных группы способов подготовки поверхностей металлов: механические (дробеструйная, пескоструйная,

гидропескоструйная обработка, зачистка щетками с проволочной щетиной, наждачной бумагой) [17], химические (фосфатирование), электрохимические (анодном окислении в кислотных и щелочных электролитах) [2]. Применение механических способов подготовки поверхности под склеивание позволяет сформировать хорошо развитую поверхность, но не защищает от образования поверхностных окисных пленок, что существенно сокращает временные интервалы между механической подготовкой поверхности и склеиванием, а именно для титановых и алюминиевых сплавов этот временной интервал не должен превышать 24 часа [6]. Операция фосфатирования титановых сплавов относится к довольно сложным задачам в связи с особенностями реакции взаимодействия титана и раствора. Также применение электрохимических и химических способов [17] подготовки поверхности не позволяет сформировать достаточно развитую поверхность для обеспечения прочностных характеристик высоконагруженных узлов клеевых соединений [7].

В наше время работ с описанием различных способов обработки поверхности титановых сплавов для повышения адгезии и увеличения прочностных характеристик клеевых соединений известно довольно много. Существует способ [3] обработки деталей из титановых сплавов перед склеиванием, в котором с целью повышения качества и прочности клеевого соединения тонкостенных камер энергетических установок и тонколистовых обечаек поверхность детали после пескоструйной обработки нитроцементируют при высоких температурах. К недостаткам данного способа следует отнести то, что способ не исключает образование окисных пленок на поверхности деталей из титанового сплава. Известен способ подготовки поверхности полимерных материалов под склеивание, в котором после механического воздействия полимерный материал дополнительно подвергается воздействию тлеющего разряда [4]. К недостаткам данного способа следует отнести то, что способ не предназначен для использования в силовых конструкциях, т. к. рассчитан только для подготовки полимерного материала и исключает надежное сцепление с деталями из титанового сплава.

Существует способ склеивания инертных полимерных материалов с металлическими поверхностями, где при подготовке перед склеиванием на поверхности инертных полимерных материалов формируют рельефную структуру, далее формируют на ней металлическое покрытие путем термического вакуумного испарения металла на рельефную структуру [5]. К недостаткам данного способа следует отнести то, что в способе используется трудоемкий процесс – образование рельефной структуры на полимерном материале и формирование металлического покрытия путем

термического вакуумного испарения металла на рельефную структуру.

Механическая обработка поверхности применяется чаще всего для создания шероховатой поверхности и удаления части слоя окисла. В промышленности доведение поверхности до необходимого микропрофиля чаще всего достигается зашкуриванием деталей шкуркой шлифовальной с применением ручного труда. Этот процесс весьма трудоемкий и нестабильный, что отрицательно влияет на прочность клеевого соединения [8]. Однако при подготовке поверхности титановых сплавов недостаточно применение только механической обработки, а при сочетании с электрохимической или химической обработкой возможно образование прочных связей.

В работе [9] приведен сравнительный анализ прочностных характеристик клеевого соединения Ti–Ti, где видно влияние различной обработки поверхности на прочность склеивания (табл. 1).

Таблица 1

Результаты испытаний предела прочности при сдвиге соединения Ti–Ti, склеенного клеем FM-73 при нормальных условиях

Способ обработки Ti	Прочность при сдвиге, МПа
Без обработки	10
Анодное оксидирование в хромовой кислоте	39,5
Дробеструйная обработка	32
Атмосферная плазма	26
Полимерное покрытие	21
Дробеструйная обработка + полимерное покрытие	37

В научной литературе достаточно широко исследованы методы подготовки титановых сплавов и прочностные характеристики клеевой пары Ti–Ti, однако сведений о прочностных характеристиках клеевых соединений титановых сплавов и ПКМ крайне мало. Связано это в большей степени с тем, что прочность такого соединения во многом зависит от прочностных характеристик применяемого композиционного материала, а именно межслоевой адгезии. Также в большинстве работ не учитывается влияние на клеевое соединение термического воздействия в условиях вакуума, имитирующего эксплуатацию КА в условиях космоса.

2. Описание вновь разработанного метода подготовки поверхности

Цель настоящей работы заключалась в разработке метода подготовки поверхности деталей

из титановых сплавов под склеивание с деталями из композиционных полимерных материалов для силовых конструкций. Подготовка поверхности осуществляется за счет формирования рельефной структуры посредством нанесения рифления на станке и удаления окисной пленки и формирования высокой степени микрошероховатости при помощи травления в смеси кислот. Данный метод позволяет повысить адгезию титановых и алюминиевых сплавов, улучшив качество склеивания, а также увеличить временные интервалы между механической подготовкой поверхности и склеиванием. При выборе материалов руководствовались рабочими характеристиками используемых материалов в условиях космоса.

В качестве объекта исследований был изготовлен комплект образцов, представляющий собой: образцы клеевого соединения для определения предела прочности при сдвиге, состоящие из пластин из углепластика КМУ-М46J/5 и пластин из BT14, склеенных через шнур-чулок клеем ВК-9 (рис. 1); образцы конструкции фитинг–труба на изгиб, кручение, сжатие, растяжение, состоящие из фитингов из BT14 и трубы из углепластика, склеенных клеем ВК-9 через шнур-чулок (рис. 2). Также были изготовлены образцы для определения влияния разрыва времени между механической подготовкой поверхности и склеиванием на качество склеивания. Образцы были разделены на группы по характеру подготовки поверхности, также часть образцов была подвергнута термоциклированию в интервале температур от –150 до +110 °С, 5 циклов в условиях атмосферы и вакуума.

Критерием положительной оценки результатов испытаний образцов являлось превышение или соответствие разрушающего момента для соединения конструкции над расчетным для данного вида испытаний.

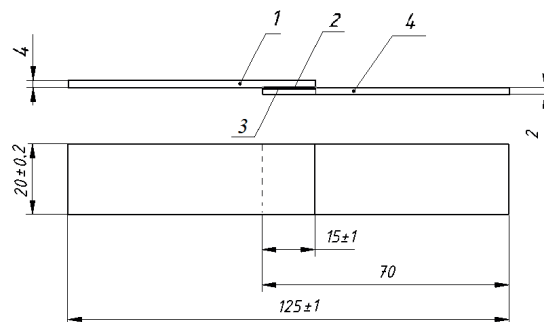


Рис. 1. Образцы клеевого соединения для определения предела прочности при сдвиге: 1 – пластина из сплава BT-14; 2 – клей ВК-9; 3 – шнур-чулок; 4 – пластина из углепластика КМУ-М46J/5

Испытания образцов на растяжение, сжатие и кручение проводились на разрывной машине INSTRON согласно технического описания и инструкции по эксплуатации. Перед началом стати-

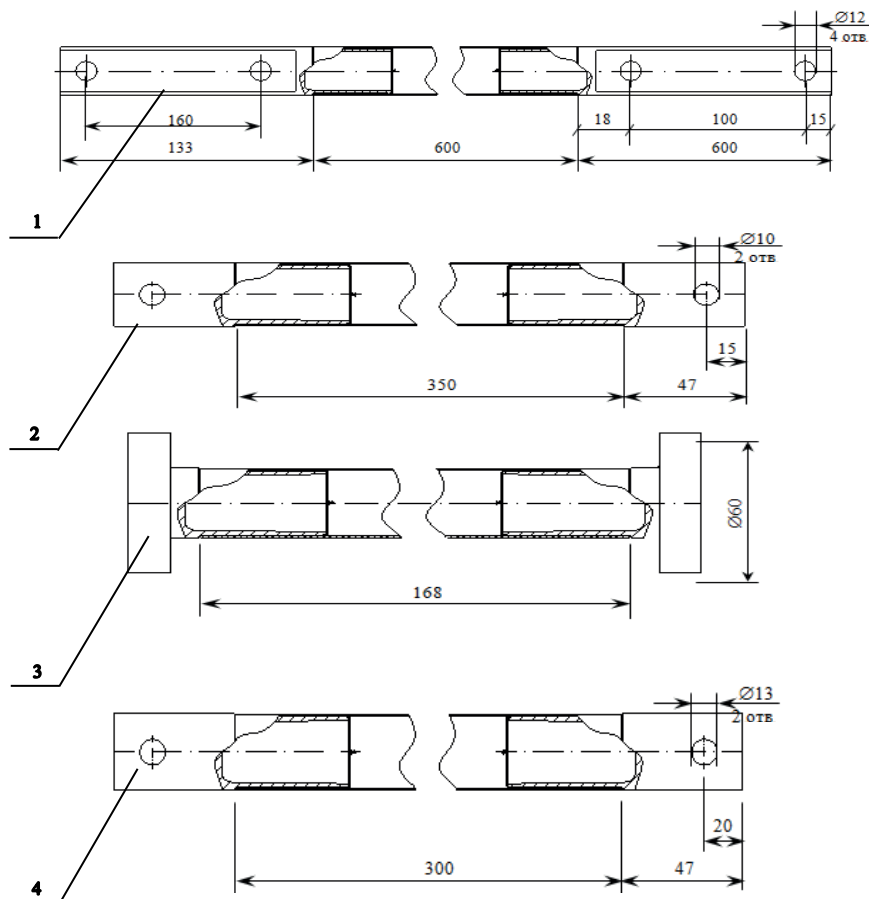


Рис. 2. Трубчатые образцы для испытаний: 1 – образец на изгиб;
2 – образец на кручение; 3 – образец на сжатие;
4 – образец на растяжение

ческих испытаний был проведен внешний осмотр образцов, собрана схема испытаний (рис. 3–6). Образцы поочередно были установлены в раз-

рывную машину INSTRON [14]. Каждый образец труба-фитинг после опрессовки был нагружен расчетной нагрузкой. В процессе испытаний из-

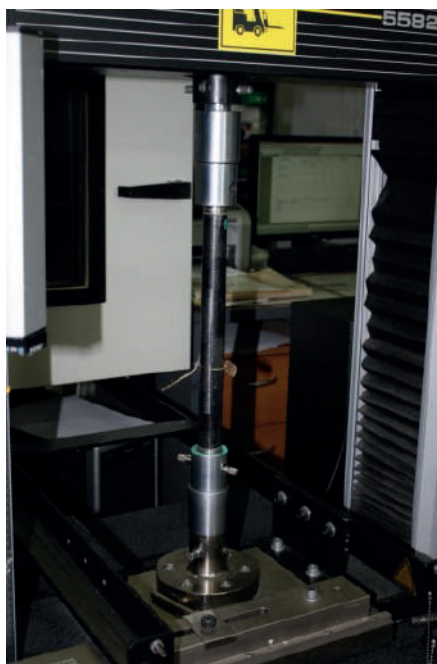
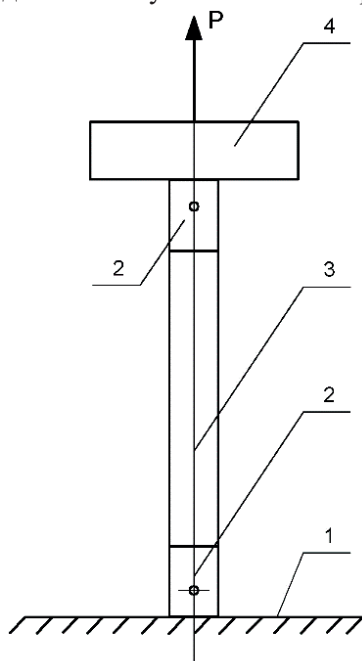


Рис. 3. Схема испытаний образцов на растяжение: 1 – неподвижная траверса; 2 – законцовка; 3 – образец; 4 – подвижная траверса

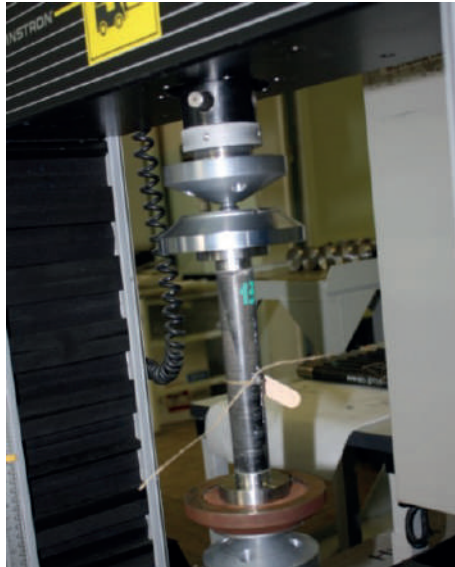
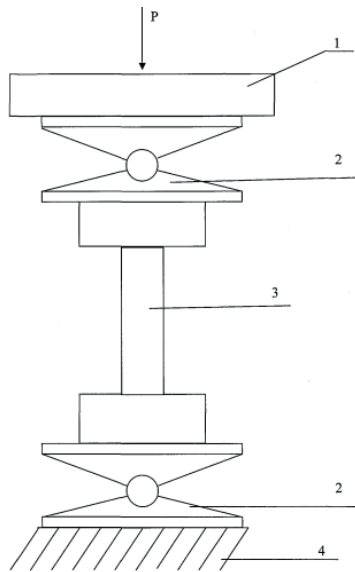


Рис. 4. Схема испытаний образцов на сжатие: 1 – подвижная траверса; 2 – шаровые опоры; 3 – образец; 4 – неподвижная траверса

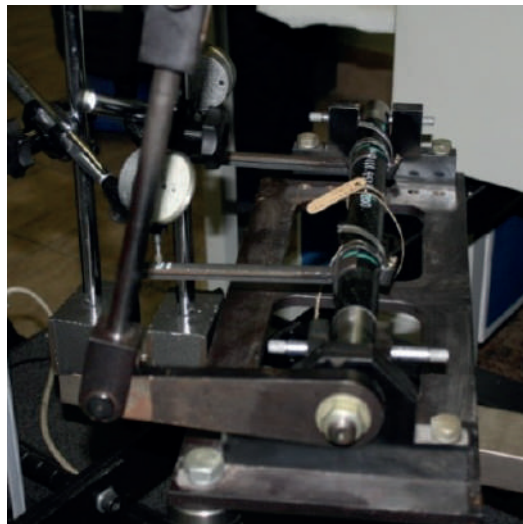
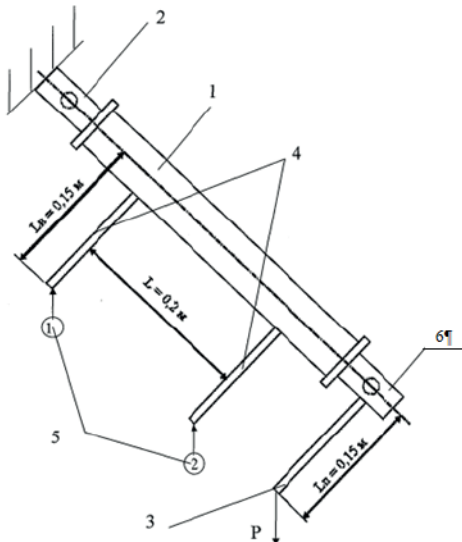


Рис. 5. Схема испытаний образцов на кручение: 1 – образец; 2 – стойка задняя; 3 – тяга; 4 – рычаги для измерения деформации; 5 – индикаторы часового типа; 6 – стойка передняя

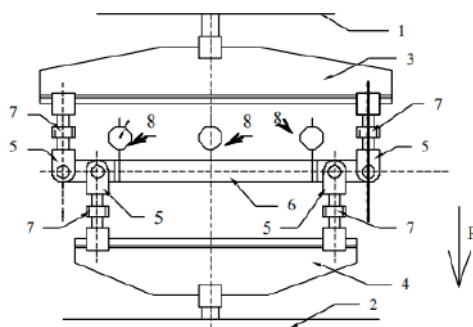


Рис. 6. Схема испытаний образцов на изгиб: 1 – неподвижная траверса испытательной машины; 2 – подвижная траверса испытательной машины; 3, 4 – штанга; 5 – тяга; 6 – образец; 7 – гайка; 8 – часовые индикатор на магнитных стойках

мерялась деформация образцов. Образцы, достигшие 100 % значения силы, далее были доведены до разрушения с измерением деформации и определением разрушающей нагрузки. На образцах, не достигших 100 % значения силы, также были определены фактическая разрушающая нагрузка и деформации (рис. 3–6).

По итогам проведенных испытаний образцов для определения влияния разрыва времени

между механической подготовкой поверхности и склеиванием установлено, что временной интервал между химической обработкой поверхности деталей и склеиванием должен быть не более 10 суток, а срок давности выполнения механической подготовки поверхности в данном случае не влияет на прочностные характеристики клеевого соединения [16]. Результаты испытаний представлены в табл. 2.

Таблица 2

Результаты испытаний по определению прочности клеевого соединения конструкции труба–фитинг

Вид испытаний	Фактическая нагрузка разрушения образцов труба–титан	
	подготовка титана ранее используемым методом – метод зачистки вручную	подготовка титана новым методом – нанесение рифления на станке + травление в смеси кислот
Изгиб, Н·м	$286,2 \pm 20 \%$	$602,46 \pm 18,7\%$
Кручение, Н·м	$76 \pm 14,5 \%$	$312,5 \pm 6,56 \%$
Сжатие, кН	$31,55 \pm 30 \%$	$62,5 \pm 25,26 \%$
Растяжение, кН	$20,56 \pm 23,25 \%$	$64,84 \pm 7 \%$

Образцы конструкции труба–фитинг, изготовленные из ВТ14 с подготовкой поверхности под склеивание методом механической обработки поверхности (нанесение рифления на станке) с последующей гальвано-химической подготовкой, выдержали расчетные нагрузки и превысили их по

сравнению с подготовкой поверхности методом подготовки вручную по всем видам испытаний в исходном состоянии и после проведения термоциклирования. Разброс значений составил от 6 % до 8 %, что говорит о стабильности результатов. Типовые примеры разрушения образцов показаны на рис. 7.

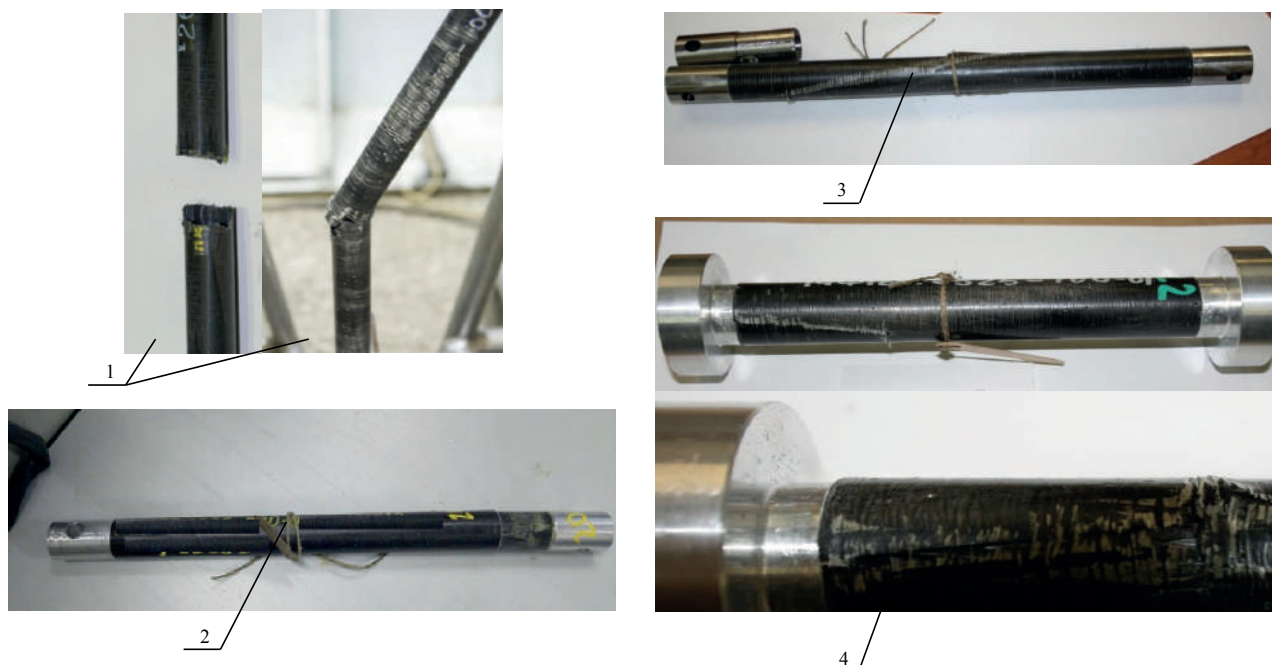


Рис. 7. Разрушенные образцы после механических испытаний: 1 – образец после испытаний на изгиб; 2 – образец после испытаний на растяжение; 3 – образец после испытаний на кручение; 4 – образец после испытаний на сжатие

Заключение

В статье проведен анализ влияния методов подготовки титана перед склеиванием с ПКМ на

прочностные характеристики клеевого соединения. В результате проведенных работ разработан метод подготовки поверхности под склеивание деталей из титановых сплавов с деталями из

ПКМ для силовых конструкций, заключающийся в комбинированном применении механической и гальванохимической подготовки поверхности. Данный метод позволяет минимизировать воздействие человеческого фактора на процесс под-

готовки поверхности, улучшить адгезионные характеристики поверхностей деталей из титановых сплавов, а также увеличить временной интервал между механической подготовкой и склеиванием.

Список литературы

- [1] Kinloch A. J. Durability of structural adhesives. Barking. UK : Elsevier Applied Science, 1983. pp. 15–16.
- [2] Кейгл Ч. Клеевые соединения. М. : Мир, 1971. 284 с.
- [3] Тарасов А. Н., Горбачев Ю. М., Данишевская И. В. Способ обработки деталей из титановых сплавов перед склеиванием. Пат. № 1485635 Российская Федерация, 2005. Бюл. № 32.
- [4] Булатова Н. В., Нурутдинов М. Х., Ермаков В. И. Способ подготовки поверхности полимерных материалов перед склеиванием. Пат. № 2126810 Российская Федерация, 1999. Бюл. № 36.
- [5] Лукашевич Я. К., Демеев П. Ю. Способ склеивания инертных полимерных материалов с металлическими поверхностями. Пат. № 2669827 Российская Федерация, 2018. Бюл. № 29.
- [6] Кардашов Д. А., Петрова А. П. Полимерные клеи. Создание и применение. М. : Химия, 1983. 255 с.
- [7] Сибилева С. В., Каримова С. А. Обработка поверхности титановых сплавов для обеспечения адгезионных свойств (обзор) // Авиационные материалы и технологии. 2013. № 2. С. 25–35.
- [8] Козулько Н. В. Сравнительный анализ клеевых соединений деталей из полимерных композиционных материалов (ПКМ) обработанных различными способами // Труды Междунар. науч.-техн. конф. «Молодые ученые – основа будущего машиностроения и строительства». 2014. С. 161–166.
- [9] Fundeanu I., Klee D., Kwakernaak A., Poulis J. A. The effect of substituted poly(p-xylylene) on the quality of bonded joints when used as a primer replacement // Int. J. Adhes. Adhes. 2010. vol. 30. pp. 111–116.
- [10] Тестоедов Н. А. Технология производства космических аппаратов. Красноярск, 2009. 352 с.
- [11] Молчанов Б. И., Гудимов М. М. Свойства углепластиков и области их применения // Авиационная промышленность. 1997. № 3–4. С. 22–26.
- [12] Комаров Г. В. Способ соединения деталей из пластических масс. М. : Химия, 1979. 288 с.
- [13] Берлин А. А., Басин В. Е. Основы адгезии полимеров. М. : Химия, 1974. 392 с.
- [14] Тарнопольский Ю. М., Кинцис Т. Я. Методы статических испытаний армированных пластиков. М. : Химия, 1975. 264 с.
- [15] Похабов Ю. П., Наговицин В. Н., Шушерин А. В., Подшивалов С. Ф., Кочетков С. В., Лузина И. А. Способ соединения деталей. Пат. № 2179268 Российская Федерация, 2000. Бюл. № 33.
- [16] Байбородов А. А., Васильева Т. С., Данилова Ю. С., Волков М. В., Удод Л. С., Вишневская Е. В., Пермяков М. Ю., Григорьева Е. А. Способ подготовки металлических фитингов к склеиванию с профилем из композиционного материала. Пат. № 2775768 Российская Федерация, 2021. Бюл. № 19.
- [17] Сибилева С. В., Козлова Л. С., Трофимов Н. В., Захарова Л. В. Подготовка поверхности титанового сплава BT20 под склеивание и нанесение лакокрасочных покрытий // Гальванотехника и обработка поверхности. 2015. № 4. С. 30–37.

PREPARATION OF THE SURFACE OF PARTS FROM TITANIUM ALLOYS FOR GLUING WITH PARTS FROM POLYMER COMPOSITE MATERIALS

L. S. Udod, V. N. Nagovitsin

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

A method has been developed for preparing the surface of titanium alloys, which provides an increase in the strength characteristics of titanium–composite adhesive joints. When preparing

the surface of parts made of titanium alloys, it is not enough to use only mechanical treatment, and when combined with chemical surface treatment, the formation of strong bonds is possible. Surface preparation is carried out by forming a relief structure by applying corrugations on the machine, followed by removal of the oxide film and the formation of a high degree of microroughness by etching in a mixture of acids. Preparing the surface of titanium surfaces with a new method allows minimizing the influence of the human factor, improving the adhesion characteristics of the surfaces of parts, and increasing the time interval between mechanical preparation and gluing. Studies have been carried out to determine the ultimate strength in shear, bending, torsion, compression, tension, as well as to determine the effect of the gap in time intervals between mechanical surface preparation and gluing on the strength characteristics of the adhesive joint on titanium–composite samples with different titanium surface preparation. The analysis of the influence of methods of surface treatment of parts made of titanium alloys on the strength of the adhesive joint is carried out, taking into account the influence of thermal exposure in vacuum conditions, simulating the operation of a spacecraft in space conditions.

Keywords: titanium alloy, surface treatment, adhesive bonding, surface roughness, strength testing.

References

- [1] Kinloch A. J. Durability of structural adhesives. Barking. UK, Elsevier Applied Science, 1983. pp. 15–16.
- [2] Cagle Ch. *Kleevye soedineniya* [Adhesive connections]. Moscow, Mir, 1971, 284 p. (In Russian)
- [3] Tarasov A. N., Gorbachev Yu. M., Danishevskaya I. V. *Sposob obrabotki detalej iz titanovykh splavov pered skleivaniem* [A method for processing parts made of titanium alloys before gluing]. Patent RU 1485635, 2005, bulletin no. 32.
- [4] Bulatova N. V., Nurutdinov M. Kh., Ermakov V. I. *Sposob podgotovki poverhnosti polimernykh materialov pered skleivaniem* [A method for preparing the surface of polymeric materials before gluing]. Patent RU 2126810, 1999, bulletin no. 36.
- [5] Lukashevich Ya. K., Demeev P. Yu. *Sposob skleivaniya inertnykh polimernykh materialov s metallicheskim poverhnostyami* [Method for bonding inert polymeric materials to metal surfaces]. Patent RU 2669827, 2018, bulletin no. 29.
- [6] Kardashov D. A., Petrova A. P. *Polimernye klei. Sozdanie i primeneniye* [Polymer adhesives. Creation and application]. Moscow, Chemistry, 1983, 255 p. (In Russian)
- [7] Sibileva S. V., Karimova S. A. *Obrabotka poverhnosti titanovykh splavov dlya obespecheniya adgezionnykh svoystv (obzor)* [Surface treatment of titanium alloys to ensure adhesion properties (review)] // *Aviation materials and technologies*, 2013, no. 2, pp. 25–35. (In Russian)
- [8] Kazulko N. V. *Sravnitel'nyy analiz kleevykh soedineniy detalej iz polimernykh kompozitsionnykh materialov (PKM) obrabotannykh razlichnymi sposobami* [Comparative analysis of adhesive joints of parts made of polymer composite materials (PCM) processed in various ways] // *Proceedings of the conference «Young scientists – the basis of the future mechanical engineering and construction»*, 2014, pp. 161–166. (In Russian)
- [9] Fundeanu I., Klee D., Kwakernaak A., Poulis J.A. The effect of substituted poly(p-xylylene) on the quality of bonded joints when used as a primer replacement // *Int. J. Adhes. Adhes.*, 2010, vol. 30, pp. 111–116.
- [10] Testoedov N. A. *Tekhnologiya proizvodstva kosmicheskikh apparatov* [Technology for the production of spacecraft]. Krasnoyarsk, 2009, 352 p. (In Russian)
- [11] Molchanov B. I., Gudimov M. M. *Svoystva ugleplastikov i oblasti ih primeneniya* [Properties of carbon plastics and their applications] // *Aviation industry*, 1997, no. 3–4, pp. 22–26. (In Russian)
- [12] Komarov G. V. *Sposob soedineniya detalej iz plasticheskikh mass* [The method of joining plastic parts]. Moscow, Chemistry, 1979, 288 p. (In Russian)
- [13] Berlin A. A., Basin V. E. *Osnovy adgezii polimerov* [Fundamentals of polymer adhesion]. Moscow, Chemistry, 1974, 392 p. (In Russian)
- [14] Tarnopolsky Yu. M., Kintsis T. Ya. *Metody staticheskikh ispytaniy armirovannykh plastikov* [Methods of static testing of reinforced plastics]. Moscow, Chemistry, 1975, 264 p. (In Russian)
- [15] Pokhabov Yu. P., Nagovitsin V. N., Shusherin A. V., Podshivalov S. F., Kochetkov S. V., Luzina I. A. *Sposob soedineniya detalej* [The method of connecting parts]. Patent RU 2179268, 2000, bulletin no. 33.
- [16] Baiborodov A. A., Vasil'eva T. S., Danilova Yu. S., Volkov M. V., Udod L. S., Vishnevskaya E. V., Permyakov M. Yu., Grigorieva E. A. *Sposob podgotovki metallicheskh fittingov k skleivaniyu s profilem iz kompozitsionnogo materiala* [A method for preparing metal fittings for gluing with a profile made of composite material]. Patent RU 2775768, 2021, bulletin no. 19.

- [17] Sibleva S. V., Kozlova L. S., Trofimov N. V., Zakharova L. V. *Podgotovka poverhnosti titanovogo splava VT20 pod skleivanie i nanesenie lakokrasochnyh pokrytij* [Preparation of the surface of titanium alloy VT20 for gluing and applying paint and varnish coatings] // *Galvanotechnics and surface treatment*, 2015, no. 4, pp. 30–37. (In Russian)

Сведения об авторах

Наговицин Василий Николаевич – кандидат технических наук, доцент межинститутской базовой кафедры «Прикладная физика и космические технологии» Сибирского федерального университета, главный специалист по прочности антенных систем АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Пермский ордена Трудового Красного Знамени государственный университет имени А. М. Горького в 1977 году. Область научных интересов: механика композиционных материалов.

Удод Лилия Сергеевна – ведущий инженер-технолог АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончила Красноярский государственный университет в 2003 году, магистрант Сибирского федерального университета. Область научных интересов: методы производства композиционных материалов.

ОПТИМИЗАЦИЯ И ОЦЕНКА ТЕХНИЧЕСКОЙ ГОТОВНОСТИ УСТАНОВКИ СЕЛЕКТИВНОГО ЛАЗЕРНОГО СПЛАВЛЕНИЯ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ КОМПОНЕНТОВ КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКИ

Е. Н. Лоскутов, Я. В. Файда, А. Д. Губарев✉

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

Работа посвящена исследованию технологической надежности установки селективного лазерного сплавления компонентов космической техники, которая непосредственно связана с качеством и, в первую очередь, с точностью выпускаемых деталей. Анализ существующих способов изготовления деталей для аэрокосмической отрасли показал высокий потенциал применения таких установок. В качестве объекта исследования была выбрана известная установка селективного лазерного сплавления с типовой рабочей камерой спекания сложнопрофильных изделий высокой точности. Для подробной оценки надежности установки использован параметрический подход с применением специализированного программного модуля. Рассмотрена циклограмма работы комплекса и аргументирована специфика достижения основных выходных параметров предельных значений, которая обусловлена влиянием повышенных температур. Также получен комплексный коэффициент технической готовности установки селективного лазерного сплавления для изготовления компонентов космической техники, который можно охарактеризовать как вероятность того, что система окажется в работоспособном состоянии в произвольный момент времени помимо планируемых периодов, в течение которых применение объекта по назначению не предусматривается. Проверено время восстановления установки селективного лазерного сплавления и рассчитана наработка до отказа. В конечном итоге можно констатировать, что коэффициент технической готовности удовлетворяет высоким стандартам космического производства.

Ключевые слова: селективное лазерное сплавление, системный анализ, параметрическая надежность, точность изготовления, техническая готовность.

Введение

Селективное лазерное сплавление (СЛС) – технология изготовления сложных по форме и структуре изделий из металлических порошков [1]. В настоящее время это самый популярный способ печати изделий по моделям, спроектированным в профессиональных пакетах для работы с 3D-графикой. С помощью рассматриваемой технологии возможно создание уникальных сложнопрофильных изделий с высокой точностью и без использования механической обработки. СЛС применяется в различных направлениях мелкосерийного производства [2]. В аэрокосмической отрасли 3D-печать широко используется для из-

готовления деталей двигателей и оснастки. Ее применение позволяет производителю удешевить продукцию, повысить ее эксплуатационные характеристики, а также значительно сократить время изготовления отдельных изделий. К аддитивным технологиям так или иначе обращаются все крупные компании, связанные с аэрокосмическим производством [3].

1. Процесс лазерного сплавления

Процесс наращивания детали начинается с разделения модели на слои толщиной 20–100 мкм, то есть создается 2D-изображение каждого слоя. Для безопасной работы на СЛС установке необходима защитная среда, которая устанавливается в камере аргоном или азотом. Допустимое содержание кислорода в рабочей

✉ gubarev_ad@voenmeh.ru

камере составляет менее 0,15 %. На столик тонким слоем засыпается металлический порошок и разравнивается по рабочей поверхности ракелем. После чего начинается процесс плавнения. В установке работают два лазера. Излучение от лазеров проходит по волноводу к коллиматору, затем попадает на фокусирующую линзу и сканатор (рис. 1). Сканатор наводит излучение и сканирует лазерным лучом сечение определенного слоя изделия. После окончания работы с одним слоем рабочий столик опускается вглубь колодца на величину следующего слоя. Процесс повторяется по его изображению.

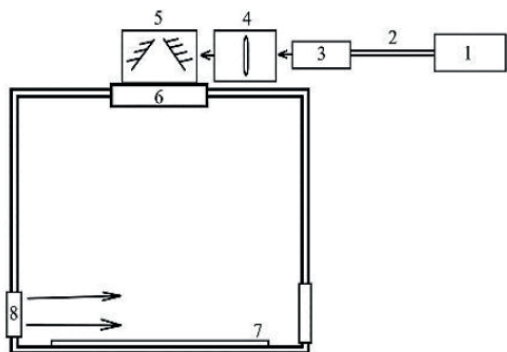


Рис. 1. Схема установки: 1 – лазер, 2 – световод, 3 – коллиматор, 4 – фокусирующая линза, 5 – сканатор, 6 – защитное стекло, 7 – подложка, 8 – сопло, 9 – ракель, 10 – дозатор порошка, 11 – бункер

Существует несколько факторов, влияющих на точность изготовления деталей в процессе селективного лазерного сплавления. В настоящей статье проанализировано влияние высоких температур на конечный результат печати и поставлена цель – повышение надежности процесса наращивания детали.

2. Параметрическая надежность СЛС

Исходя из траектории распространения аргона с разной температурой и его воздействия на рабочую камеру, ее стенки будут удлиняться неравномерно друг другу. На потолочной части рабочей камеры, которая неразрывна со стенками,

расположен сканатор энергетического комплекса, видеокамеры, освещение. Таким образом, весь оптический узел системы может отклониться от первоначального положения под некоторым углом θ . Из этого следует, что из-за некорректной работы сканатора, которая обуславливается углом отклонения потолочной части (рис. 2), лазерный луч, приходящий на подложку, может иметь неправильную траекторию, что приведет к ухудшению качества производства деталей [4].

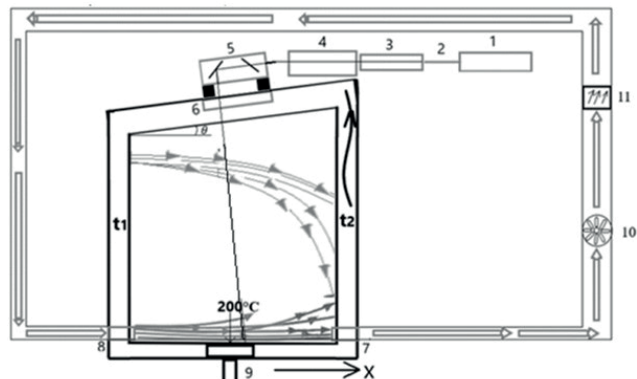


Рис. 2. Схема рабочей камеры с учетом воздействия высоких температур

Для анализа траектории распространения аргона внутри камеры проведен расчет в SOLIDWORKS Flow Simulation. После выставления всех начальных и граничных условий с последующим запуском расчета была получена траектория аргона внутри камеры (рис. 3) с распределением температуры газа по мере его прохождения через подложку.

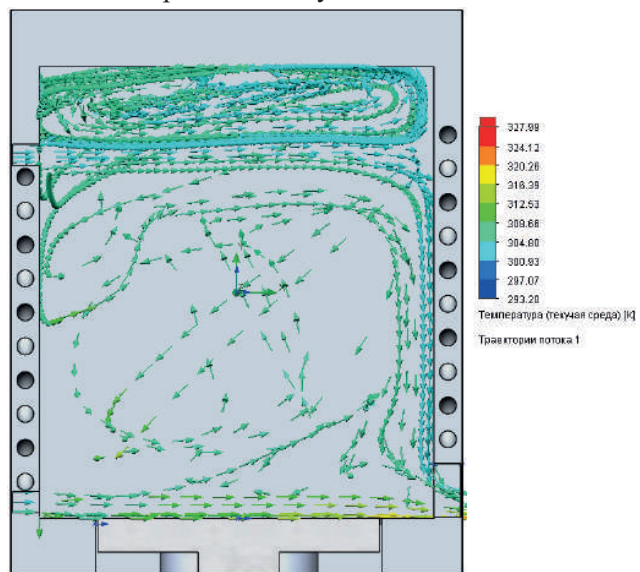


Рис. 3. Линии тока траектории молекул аргона

Используя функцию предоставления численных параметров температур, получены точные значения температуры стенок (табл. 1), которые необходимы для определения увеличения стенки.

Таблица 1

Температурные параметры в исходном состоянии камеры

Температурные параметры для стенки, из которой выходит газ		
Локальный параметр	Среднее	Площадь поверхности, м ²
Температура (текучая среда), К	342,57	0,1301
Температура (твёрдое тело), К	345,00	0,1301
Температурные параметры для стенки с входным соплом		
Локальный параметр	Среднее	Площадь поверхности, м ²
Температура (твёрдое тело), К	338,41	0,1277

Температура стенок отличается более чем на 6 К, что соответствует увеличению одной стенки по сравнению с другой на расстояние ΔL :

$$\Delta L_1 = L \cdot \alpha \cdot (T_1 - T_0) =$$

$$= 400 \cdot 22,2 \cdot 10^{-6} \cdot (345 - 298) = 0,42 \text{ мм},$$

$$\Delta L_2 = L \cdot \alpha \cdot (T_2 - T_0) =$$

$$= 400 \cdot 22,2 \cdot 10^{-6} \cdot (338,41 - 298) = 0,36 \text{ мм},$$

$$\Delta L = 0,42 - 0,36 = 0,06 \text{ мм},$$

где L – длина стенки в мм; α – коэффициент линейного расширения; T_2 , T_1 – рассчитанные температуры стенок; T_0 – начальная температура.

При разнице стенок 60 мкм угол, на который отклонится сканирующая оптика потолочной части камеры, равен 0,15 мрад, что превышает максимальное предельное отклонение (50 мкрад) в 3 раза.

В статье предложен вариант решения вышеупомянутой проблемы. Предлагается внедрение термостабилизаторов в виде змеевиков в обеих стенках, через которые будет протекать охлаждающая жидкость. Теплообменник уменьшит воздействие разности температур на стенках внутри рабочей камеры. Коэффициент линейного расширения будет стремиться к 0 и, как следствие, не будет оказано никакого влияния на оптику. После разработки теплообменника в общую систему установки подключается чиллер. Из него вода с постоянной температурой 295 К будет поступать через отверстия, тем самым снимая некоторое количество тепла, пришедшего на стенки. Реализация решения представлена на рис. 4.

После выставления всех начальных и граничных условий и последующего запуска расчета в SOLIDWORKS Flow Simulation был полу-

чен вид траектории воды внутри теплообменника, представленный на рис. 5.

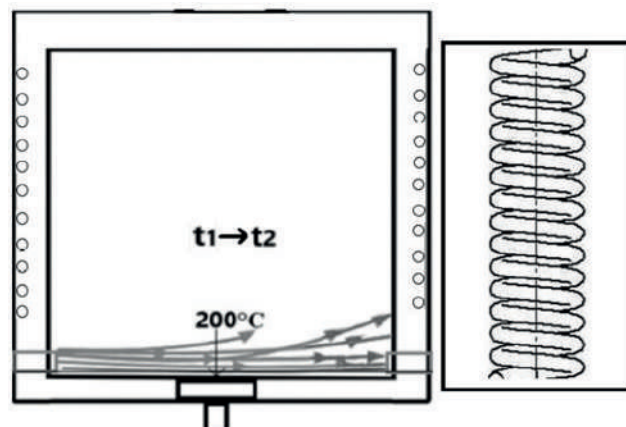


Рис. 4. Схема рабочей камеры с термостабилизатором

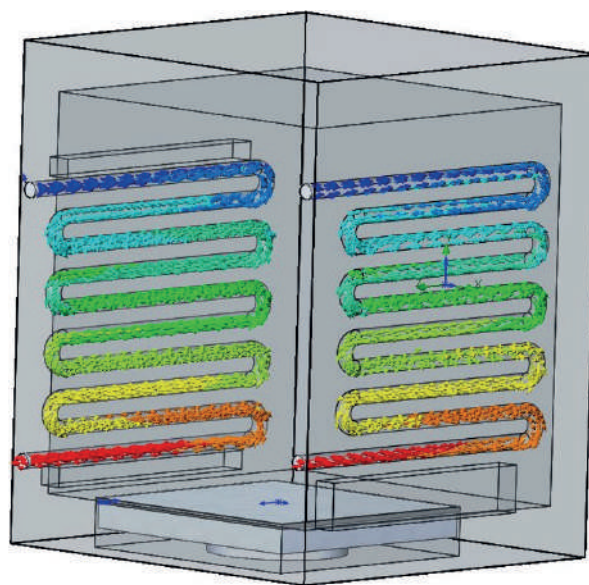


Рис. 5. Траектория движения воды с термостабилизатором

Используя функцию представления численных параметров температур, получены точные значения температуры стенок с учетом действия термостабилизатора (табл. 2).

Оценивая полученные данные, проведем расчет надежности установки и сделаем вывод, что поставленная цель выполнена. Обеспечение технологической надежности, которая непосредственно связана с качеством и, в первую очередь, с точностью выпускаемых деталей, особенно важно для станков 3D печати компонентов космической техники. При оценке эксплуатационной надежности будем оперировать комплексными показателями. Комплексные показатели надежности восстанавливаемых изделий определяются для периода эксплуатации, ограниченного назначенным сроком службы, который установлен заказчиком [5].

Процесс функционирования восстанавливаемого объекта можно представить как последовательность чередующихся интервалов работоспособности и восстановления. Таким образом, показателем, применяемым в статье для оценки надежности процесса наращивания детали, стал коэффициент технической готовности ($K_{ТГ}$), который, в соответ-

ствии с [6], можно охарактеризовать как вероятность того, что объект окажется в работоспособном состоянии в произвольный момент времени, помимо планируемых периодов, в течение которых применение объекта по назначению не предусматривается. Для расчета воспользуемся исходными данными, представленными в табл. 3.

Таблица 2

Температурные параметры с использованием термостабилизатора

Температурные параметры для стенки, из которой выходит газ		
Локальный параметр	Среднее	Площадь поверхности, м ²
Температура (текучая среда), К	303,05	0,1301
Температура (твердое тело), К	303,05	0,1301
Температурные параметры для стенки с входным соплом		
Локальный параметр	Среднее	Площадь поверхности, м ²
Температура (твердое тело), К	303,05	0,1276

Таблица 3

Исходные данные

№	Параметр	Обозначение	Значение	Единицы измерения
1	Коэффициент теплоотдачи на границе поверхности тело–среда	α	8,3	Вт/(м ² ·К)
2	Температура окружающей среды	t_c	298	К
3	Температура тела начальная	t_1	343	К
4	Температура тела конечная	t_2	303	К
5	Коэффициент теплопроводности	λ	273	Вт/(м ² ·К)
6	Коэффициент температуропроводности	a	8,418E-05	м ² /с
7	Плотность тела	ρ	2700	кг/м ³
8	Удельная теплоемкость тела	c	900	Дж/(кг·К)
9	Форма тела	Параллелепипед		
10	Размеры тела	H	0,04	м
		L	0,025	м
		B	0,04	м

Для вычисления времени восстановления воспользуемся формулами (1)–(9).

Время нагрева (охлаждения) τ :

$$\tau = \frac{\ln(|t_c - t_1|) - \ln(|t_c - t_2|)}{m_{\alpha\lambda}}, \quad (1)$$

где $m_{\alpha\lambda}$ – расчетный темп нагрева (охлаждения), вычисляемый по следующей формуле:

$$m_{\alpha\lambda} = M \cdot m_{\infty}, \quad (2)$$

где M – относительный темп нагрева (охлаждения); m_{∞} – темп нагрева (охлаждения) стенки при $\alpha \rightarrow \infty$.

Относительный темп нагрева (охлаждения):

$$M = \psi \cdot Bi, \quad (3)$$

где $\psi = \frac{1}{\sqrt{1 + 1,14 \cdot Bi + Bi^2}}$ – отношение среднего температурного напора по поверхности к среднему температурному напору по объему; Bi – модифицированное число Био, вычисляемое по формуле:

$$Bi = \frac{\alpha \cdot K \cdot F}{\lambda \cdot V}, \quad (4)$$

где α – коэффициент теплоотдачи на границе поверхность тела–среда, λ – коэффициент теплопро-

водности стенки, K – коэффициент формы тела, F – площадь поверхности тела, V – объем тела.

Темп нагрева (охлаждения) стенки при $\alpha \rightarrow \infty$ вычисляется по формуле:

$$m_{\infty} = \frac{\alpha}{K}, \quad (5)$$

где α – коэффициент температуропроводности стенки.

Массогабаритные характеристики вычисляются по следующим формулам:

$$1) \text{ Площадь поверхности стенки: } F = 2 \cdot (H \cdot L + B \cdot L + H \cdot B); \quad (6)$$

2) Объем стенки:

$$V = H \cdot B \cdot L; \quad (7)$$

3) Масса стенки:

$$G = \rho \cdot V; \quad (8)$$

4) Коэффициент формы тела:

$$K = \frac{1}{\left(\frac{\pi}{H}\right)^2 + \left(\frac{\pi}{L}\right)^2 + \left(\frac{\pi}{B}\right)^2}. \quad (9)$$

Результаты расчетов представлены в табл. 4.

Таблица 4

Результаты

№	Параметр	Обозначение	Значение	Единицы измерения
1	Площадь поверхности тела	F	0,072	м ²
2	Объем тела	V	0,00004	м ³
3	Масса тела	G	0,108	кг
4	Коэффициент формы тела	K	3,559E-05	м ²
5	Темп нагрева (охлаждения) однородного тела при $\alpha \rightarrow \infty$.	M	2,3654462	1/с
6	Модифицированное число Био	Bi	0,0002243	
7	Отношение среднего температурного напора по поверхности к среднему температурному напору по объему	ψ	0,9998721	
8	Относительный темп нагрева (охлаждения)	M	0,0002243	
9	Расчетный темп нагрева	$m_{ал}$	0,0005306	1/с
10	Время нагрева (охлаждения)	τ	0,8415201	час

Для получения данных о наработке до отказа исследуемого объекта проведены ускоренные испытания методом экстраполяции по нагрузке в SOLIDWORKS Flow Simulation (рис. 6).

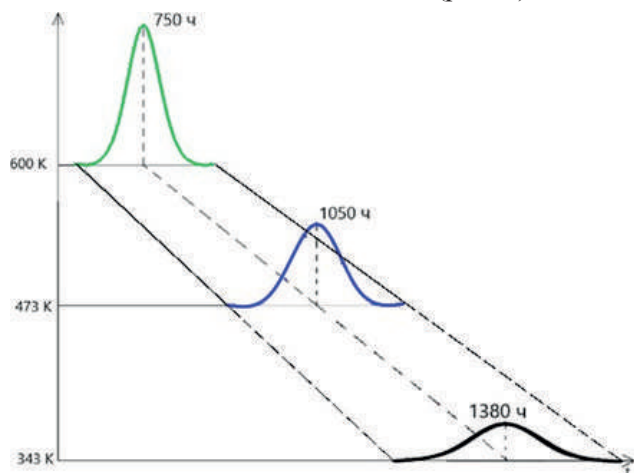


Рис. 6. Схема ускорения испытаний экстраполяцией по нагрузке

Данный метод заключается в проведении испытаний при уровнях нагружения, превышающих нормальный, и экстраполяции полученной зависимости до эксплуатационного уровня. Программная среда фиксирует время, через которое происходит отказ (выход за предельное значение параметра) при воздействии различных температур.

Заключение

Анализируя полученные значения, можно сделать вывод, что для рабочей температуры внутри камеры 343 К время наработки до отказа (MTTF) составляет 1380 ч. Коэффициент технической готовности равен:

$$K_{\text{тг}} = \frac{MTTF}{MTTF + \tau} = 0,9994.$$

Можно констатировать, что техническая готовность установки СЛС удовлетворяет высоким стандартам космического производства.

Список литературы

- [1] ГОСТ Р 2.0.182.-1.001.16 «Аддитивные технологические процессы. Базовые принципы. Часть 1. Термины и определения».
- [2] Константинов В. В., Соколов Ю. А. Оборудование для аддитивного производства // Аддитивные технологии. 2020. № 2. С. 11–17.
- [3] Информационно-аналитическое агентство о 3D-технологиях и центр компетенций «Аддитивные технологии в промышленности» консалтинговой компании «Текарт» [Электронный ресурс]. URL: <https://www.3dpulse.ru>.
- [4] ГОСТ Р 2.0.182.-1.002.16 «Аддитивные технологические процессы. Базовые принципы. Часть 2. Термины и определения».
- [5] Андреев А. В., Яковлев В. В., Короткая Т. Ю. Теоретические основы надежности технических систем : учеб. пособие. СПб. : Изд-во Политехн. ун-та, 2018. 164 с.
- [6] ГОСТ 27.002-2015 «Надежность в технике. Термины и определения».
- [7] Губарев А. Д., Ивакин С. В. Надежность оптико-электронной аппаратуры космических комплексов // Тезисы докладов X Общероссийской молодежной научно-технической конференции «Молодежь. Техника. Космос». 2018. С. 14–15.
- [8] Губарев А. Д., Яшук И. Л., Хилинская Я. В. Оценка надежности спутниковой аппаратуры дистанционного мониторинга водной поверхности // Космические аппараты и технологии. 2021. Т. 5. № 4 (38). С. 242–250.
- [9] Борейшо А. С., Страхов С. Ю. Основы системного проектирования лазерной техники : учеб. пособие. СПб : Балт. гос. техн. ун-т, 2001. 77 с.
- [10] Иголкина Д. О., Губарев А. Д. К вопросу создания испытательных стендов прогнозирования надежности оптико-электронных и лазерных приборов // Сборник докладов X Общероссийской молодежной научно-технической конференции «Молодежь. Техника. Космос». 2019.

OPTIMIZATION AND EVALUATION OF THE TECHNICAL READINESS OF THE SELECTIVE LASER MELTING FOR THE MANUFACTURE OF SPACE TECHNOLOGY COMPONENTS

E. N. Loskutov, Ia. V. Faïda, A. D. Gubarev

*Baltic State Technical University «VOENMEH» named after D. F. Ustinov,
Saint Petersburg, Russian Federation*

The work is devoted to studying the technological reliability of selective laser melting systems for producing space technology components. Ensuring reliability is directly related to the quality and accuracy of the manufactured details. An analysis of the methods for manufacturing components for the aerospace industry showed a high potential for using such installations. The well-known selective laser melting installation with a regular working chamber for sintering complex-shaped high-precision products was chosen as an object of study. The cyclogram of the complex operation was considered and specifics of achieving the main output parameters of the limit values was argued. Also was received a complex coefficient of technical readiness of the selective laser melting system for manufacturing space technology components that satisfy the high standards of space production, which can be characterized as the probability that the system will be workable at any time in addition to the planned periods, during which the intended purpose is not provided.

Keywords: selective laser sintering, system analysis, parametric reliability, manufacturing accuracy, technical readiness.

References

- [1] GOST R 2.0.182.-1.001.16 «Additivnye tekhnologicheskie processy. Bazovye principy. CHast' 1. Terminy i opredeleniya» [GOST R 2.0.182.-1.001.16. Additive technological processes. Basic principles. Part 1. Terms and definitions]. (In Russian)
- [2] Konstantinov V. V., Sokolov Yu. A. *Oborudovanie dlya additivnogo proizvodstva* [Equipment for additive manufacturing] // Additive Technologies, 2020, no. 2, pp. 11–17. (In Russian)
- [3] *Informacionno-analiticheskoe agentstvo o 3D-tekhnologiyah i centr kompetencij «Additivnye tekhnologii v promyshlennosti» konsaltingovoy kompanii «Tekart»* [Information and analytical agency about 3D technologies and competence center «Additive technologies in industry» of consulting company «Tekart»]. Available at: <https://www.3dpulse.ru>. (In Russian)
- [4] GOST R 2.0.182.-1.002.16 «Additivnye tekhnologicheskie processy. Bazovye principy. CHast' 2. Terminy i opredeleniya» [GOST R 2.0.182.-1.002.16. Additive technological processes. Basic principles. Part 2. Terms and definitions]. (In Russian)
- [5] Andreev A. V., Yakovlev V. V., Korotkaya T. Yu. *Teoreticheskie osnovy nadezhnosti tekhnicheskikh sistem* [Theoretical foundations of reliability of technical systems]. St. Petersburg, Publishing House of the Polytechnic University, 2018, 164 p. (In Russian)
- [6] GOST 27.002-2015 «Nadezhnost' v tekhnike. Terminy i opredeleniya» [GOST 27.002-2015 «Reliability in technology. Terms and definitions»]. (In Russian)
- [7] Gubarev A. D., Ivakin S. V. *Nadezhnost' optiko-elektronnoy apparatury kosmicheskikh kompleksov* [Reliability of optical-electronic equipment of space complexes]. Proceedings of the X All-Russian Youth Scientific and Technical Conference «Youth. Technic. Cosmos», 2018, pp. 14–15. (In Russian)
- [8] Gubarev A. D., Yaschuk I. L., Khilinskaya Ya. V. *Ocenka nadezhnosti sputnikovoy apparatury distancionnogo monitoringa vodnoy poverhnosti* [Reliability assessment of satellite equipment for remote monitoring of the water surface]. Spacecrafts & Technologies, 2021, vol. 5, no. 4 (38), pp. 242–250. (In Russian)
- [9] Boreisho A. S., Strakhov S. Yu. *Osnovy sistemnogo proektirovaniya lazernoj tekhniki* [Fundamentals of Systems Design of Laser Technology]. St. Petersburg, BSTU, 2001. 77 p. (In Russian)
- [10] Igolkina D. O., Gubarev A. D. *K voprosu sozdaniya ispytatel'nykh stendov prognozirovaniya nadezhnosti optiko-elektronnykh i lazernykh priborov* [On the issue of creating test stands for predicting the reliability of optical-electronic and laser devices]. Proceedings of the XI All-Russian Youth Scientific and Technical Conference «Youth. Technology. Space». (In Russian)

Сведения об авторах

Губарев Алексей Дмитриевич – старший преподаватель Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Окончил Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в 2011 году. Область научных интересов: надежность, системное проектирование, лазерная техника.

ORCID: 0000-0002-4128-085X

Лоскутов Егор Николаевич – магистрант Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Область научных интересов: надежность, системный анализ.

Файда Янина Витальевна – магистрант Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Область научных интересов: надежность космических аппаратов.

ГОДОГРАФ ЛОКАЛЬНОГО ФАЗОВОГО ЦЕНТРА ИЗЛУЧАЮЩЕГО ЭЛЕМЕНТА НАВИГАЦИОННОЙ АНТЕННЫ ГЛОНАСС

Н. В. Морозов¹ ✉, Ю. И. Чони², И. Ю. Данилов¹

¹ АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва»,
г. Железнодорожный, Московская область, Российская Федерация

² Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева – КАИ,
г. Казань, Республика Татарстан, Российская Федерация

Приведены основные способы определения местоположения объекта с использованием измерений кода фазы и фазы несущей сигнала. Точность измерений псевдодальностей для измерений как по фазе несущей, так и по групповому времени запаздывания кода фазы зависит от положения локальных фазовых центров в направлении прихода радиосигнала. Определена связь группового времени запаздывания и локального фазового центра антенны, определяющим фактором при этом является частотная зависимость изменения фазы или ее локального фазового центра в пределах телесного угла рабочей области для диаграммы направленности. Дано определение локального фазового центра, координаты которого зависят от направления наблюдения радиосигнала. С учетом того, что радиотехнические характеристики навигационной антенны космического аппарата «Глонасс» зависят от соответствующих характеристик, входящих в ее состав излучающих элементов, анализируется положение локального фазового центра одиночного спирального излучателя. Подробно рассмотрены особенности и методика расчета годографов спирального излучателя навигационной фазированной антенной решетки с использованием средств электродинамического моделирования. Получены оценки пределов перемещения локального фазового центра, выявлены особенности его перемещения относительно конструкции излучателя в зависимости от рабочей частоты.

Ключевые слова: локальный фазовый центр, групповое время запаздывания, фазовая диаграмма, годограф локального фазового центра.

Введение

Спутниковая радионавигация системы ГЛОНАСС при определении местоположения объекта основывается на измерении расстояний, так называемых псевдодальностей, между космическим аппаратом и абонентом-приемником. При этих измерениях используют несколько способов определения дальности: по измерениям кода фазы (фазовая задержка кода) и/или по измерениям фазы несущей сигнала [1].

Радиосигнал, приходящий от спутника к абоненту, при изменении направлений по углу места и азимуту имеет различную задержку передаваемого кода и фазы несущей. Эти отличия обусловлены тем, что положение локальных (или частичных) фазовых центров (ЛФЦ) изменяются при изменении направления прихода сигнала [2].

Помимо определения точного положения ЛФЦ для каждого направления приходящего сигнала, не менее важным для измерения кодовых псевдодальностей является информация об изменении группового времени запаздывания (ГВЗ) в области рабочего телесного угла диаграммы направленности (ДН) навигационной антенны [3]. ГВЗ и ЛФЦ взаимосвязаны и могут быть определены на основе известной, рассчитанной или измеренной, фазовой диаграммы (ФД), при этом для определения ГВЗ необходимо знать частотную зависимость изменения фазы антенны или ее ЛФЦ для каждого из интересующих направлений.

Фазовый центр (ФЦ) антенны является точкой пространства, относительно которой фаза излученного или принятого сигнала в дальней зоне постоянна на сфере с центром в этой точке [4]. Положение ФЦ для любой антенны зависит от частоты сигнала и величины сектора углов, в котором определена его ФД [5].

✉ morozov115@iss-reshetnev.ru

Любой источник излучения конечного размера, которым и является антенна, будет генерировать эквифазные контуры, не являющиеся в полной мере сферическими и имеющие отклонения фазы сигнала в зависимости от направления наблюдения. В данном случае мы увидим небольшие, близкие к сферическим, участки волнового фронта с соответствующим центром для каждого участка. Единого фазового центра, иногда называемого интегральным или эффективным, являющегося ФЦ для полного телесного угла в 4π стерадиан, не существует или он может быть определен приблизительно, с ограничениями по точности.

Радиотехнические характеристики, в том числе и фазовые, бортовой фазированной антенной решетки (ФАР) космического аппарата (КА) «Глонасс» определяются количеством излучающих элементов, их амплитудно-фазовым распределением и расположением относительно друг друга. Немаловажную роль при этом играет и расположение ФАР на КА, возможное окружение другими антеннами и элементами конструкции, расположенных в непосредственной от нее близости на сотовой панели КА.

Поскольку фазовый центр антенны спутника не является точкой, максимально точно описывающей движение спутника по орбите, осуществляют его привязку к центру масс КА. Сама навигационная антенна для удобства этой привязки располагается как можно ближе к центру базовой системы координат КА.

Исследования, посвященные поиску эффективного фазового центра спиральных излучателей при использовании их как в качестве одиночной антенны, так и в качестве облучателя зеркальной антенны [6], дают ряд выражений, определяющих зависимость ФЦ от геометрических размеров такой антенны и позволяющих с некоторой степенью достоверности использовать его положение в дальнейшем. В общепринятом смысле счи-

тается, что в качестве отправной точки для поиска ФЦ спиральной антенны на практике за его положение принимается расстояние, равное $1/3$ высоты спирального проводника от ее экрана. Такое упрощение применимо лишь только при измерениях коэффициента усиления исследуемой антенны и едва ли приемлемо для решения задач навигации и геодезии.

Как отмечалось ранее, радиотехнические характеристики навигационной ФАР определяются свойствами ее излучающих элементов, их парциальных ДН и индивидуальными ФД с учетом их взаимного влияния. Для полноценной оценки ЛФЦ навигационной ФАР с учетом все более возрастающих требований по точности его определения крайне важно знать положение ЛФЦ излучателя и его смещения в пространстве при изменении направления наблюдения. Подобную зависимость принято называть годографом ЛФЦ [2].

В настоящей статье рассмотрены вопросы, посвященные анализу фазовых характеристик одиночного спирального излучателя навигационной ФАР, нахождению пределов перемещения координат его ЛФЦ в заданном телесном угле или рабочей области ДН.

1. Методика расчета ЛФЦ излучателя навигационной ФАР

Рабочий диапазон частот навигационной ФАР представлен тремя поддиапазонами частот, называемыми L1, L2 и L3, при этом используются схемы с частотным и кодовым разделением сигналов [7]. Диапазон L3 в бортовой навигационной антенне используется сравнительно недавно на КА нового поколения «Глонасс-К1» и «Глонасс-К2».

Для анализа излучателя ФАР, используя пакет электродинамического моделирования CST MWS, была построена его точная модель с учетом всех конструктивных особенностей и входящих мате-

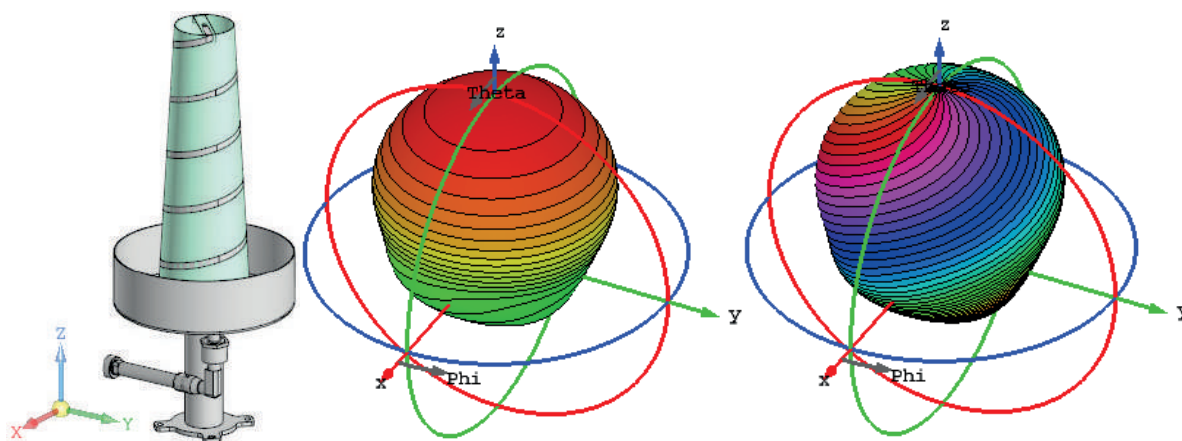


Рис. 1. Внешний вид излучателя ФАР, его амплитудная и фазовая диаграммы направленности

риалов. Расчет проводился относительно посадочной плоскости антенны, совпадающей с фланцем кронштейна излучателя. Внешний вид спирального излучателя и его расчетные амплитудная и фазовая диаграммы в сферической системе координат на центральной частоте диапазона L3 представлены на рис. 1. Поляризация формируемого электромагнитного поля близка к круговой правой стороны вращения и определяется праввинтовой намоткой спирального проводника [8].

Анализируя полученные данные, можно сказать о достаточно хорошей симметрии ДН, небольшое отклонение ее электрической оси вызвано несимметричной запиткой спирали излучателя. Характер фазового фронта, представленный на рис. 1, определяется тем, что в сферической системе координат (ССК) в ДН спирального излучателя $F(\theta, \varphi) = A(\theta) \cdot (\theta + j\varphi) \cdot e^{j\varphi}$ имеется фазовый множитель $e^{jm\varphi}$, обусловленный вращением ее ортов по φ . Т. е. имеет место, так называемая, первая вариация фазы ($m = 1$).

Чтобы избежать неопределенности в ориентации ортов ССК и неравномерности координатной сетки в приполярной области целесообразно анализ фазового фронта (ФФ) проводить вблизи

экваториальной области, где координатная сетка ССК равномерна и ориентация ее ортов достаточно стабильна. Такой переход, по нашему мнению, можно сделать несколькими способами: расчет характеристик излучателя проводить при его ориентации по оси OX ССК, а не по оси OZ ; трансляция осей ССК после расчета средствами CST MWS; использование системы координат (СК) Ludwig2 [9; 10], реализованное в этом программном пакете.

Стоит отметить, что независимо от того какой способ применяется, полученные преобразованные ФД, их внешний вид и кривизна, а также значения фазы не отличаются. Небольшие отклонения возможны только при изменении ориентации облучателя по причине изменения сетки разбиений исследуемой модели, что может быть нивелировано ее увеличением до приемлемого уровня с точки зрения необходимой точности решаемой задачи.

На рис. 2 приведены для сравнения ФД и ориентация ортов их СК для трех вышеприведенных случаев. Ориентация осей, перпендикулярных оси, совпадающей с направлением конуса излучателя, подобрана так, чтобы обеспечить

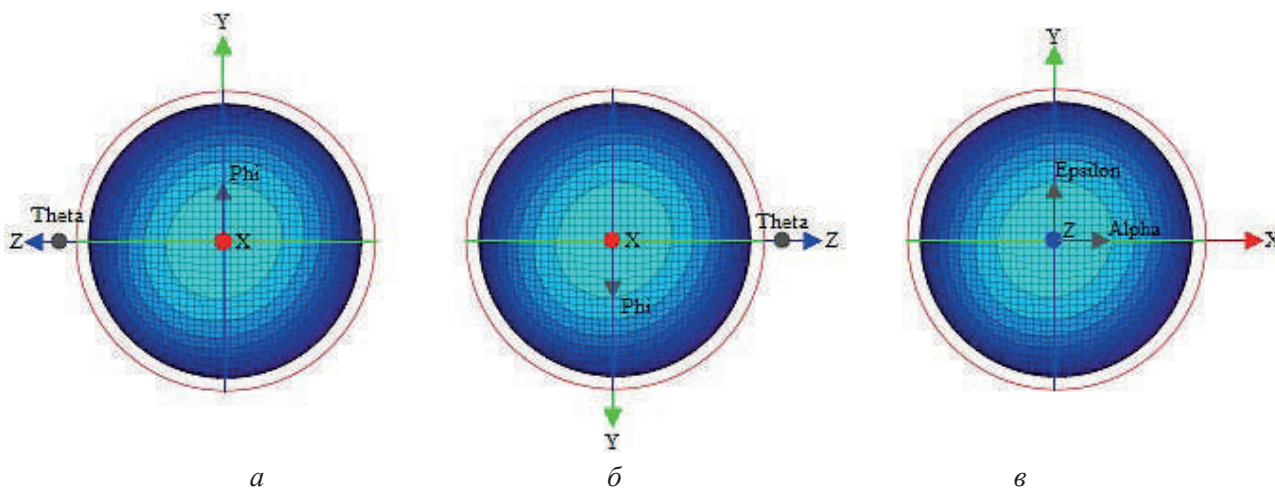


Рис. 2. К способу представления ФД: а – ФФ при ориентации излучателя по оси OX ; б – ФФ при трансляции осей ССК; в – ФФ в СК Ludwig2

представление в едином формате для сравнения и большей наглядности.

Очевидно, что все представленные ФД могут быть, в равной степени, использованы для дальнейших вычислений, а отличие, порождаемое вращением осей систем координат, проявляется лишь в разнице знаков углов, соответствующих направлениям θ , φ и ϵ , α .

Для проведения расчета ЛФЦ выберем область анализа из имеющейся ФД в диапазоне $\pm 30^\circ$ по обеим угловым координатам. Для случая, приведенного на рис. 2а, это соответствует диапазону углов от 60° до 120° по углу θ и от -30° до $+30^\circ$ по углу φ . Полученный сегмент ФД, представленный

сеткой, близкой к прямоугольной, с выбранным угловым шагом между ее узлами, подлежит дальнейшему анализу.

В соответствии с [2; 5] координаты ЛФЦ (X, Y, Z) определяются как центр участка сферической поверхности, которая в среднеквадратичном смысле аппроксимирует участок поверхности ФФ в пределах малого телесного угла вблизи точки наблюдения. Расчет интересующих нас координат ЛФЦ сводится к решению системы линейных алгебраических уравнений (1) для набора точек в выбранном телесном угле с центральной точкой, соответствующей конкретному направлению (θ, φ) :

$$\begin{aligned} \sum_n (cs_n)^2 \cdot X + \sum_n (cs_n \cdot ss_n) \cdot Y + \sum_n (cs_n \cdot c_n) \cdot Z + \sum_n (cs_n) \cdot R_{\text{сф}} &= \sum_n (R_n \cdot cs_n), \\ \sum_n (cs_n \cdot ss_n) \cdot X + \sum_n (ss_n)^2 \cdot Y + \sum_n (ss_n \cdot c_n) \cdot Z + \sum_n (ss_n) \cdot R_{\text{сф}} &= \sum_n (R_n \cdot ss_n), \\ \sum_n (cs_n \cdot c_n) \cdot X + \sum_n (ss_n \cdot c_n) \cdot Y + \sum_n (c_n)^2 \cdot Z + \sum_n (c_n) \cdot R_{\text{сф}} &= \sum_n (R_n \cdot c_n), \\ \sum_n (cs_n) \cdot X + \sum_n (ss_n) \cdot Y + \sum_n (c_n) \cdot Z + n \cdot R_{\text{сф}} &= \sum_n (R_n), \end{aligned} \quad (1)$$

где $cs_n = \cos(\varphi_n) \cdot \sin(\theta_n)$, $ss_n = \sin(\varphi_n) \cdot \sin(\theta_n)$, $c_n = \cos(\theta_n)$, $R_n = R_0 + \psi(\theta_n, \varphi_n) / k$. При этом $\psi(\theta_n, \varphi_n)$ и k представляют собой значение фазы поля и волновое число соответственно, а R_0 – расстояние, для которого проводился расчет поля излучателя в дальней зоне.

Число используемых в расчетах ЛФЦ точек следует определять с учетом кривизны имеющего место ФФ конкретной антенны, но не менее четырех. Для анализа перемещения ЛФЦ излучателя навигационной ФАР авторы использовали разное количество выборки точек от 4 до 9 вокруг центральной ($n = 4 \dots 9$) с шагом 2° по обоим углам. Ввиду незначительного отличия в полученных результатах и с учетом формы ФФ, представленного ранее (рис. 2), в данной работе будут приведены результаты вычислений ЛФЦ для девяти точек.

2. 3D годограф ЛФЦ излучателя навигационной ФАР

Поиск ЛФЦ проводился в секторе углов $\Phi \pm 30^\circ$, рассчитанной с шагом 2° по обоим координатам θ и φ , на центральных частотах диапазонов L1, L2 и L3. Алгоритм вычисления ЛФЦ, описанный выше, был организован в среде Mathcad в виде подпрограммы-функции, вызываемой для каждого направления $(\theta_{ij}, \varphi_{ij})$, где i и j – индексы узлов сетки координат для центральной точки. В расчетах шаг этой сетки также был выбран равным 2° .

Результаты расчета ЛФЦ приведены на рис. 3 для каждой из частот соответственно. Представлены точки ЛФЦ, соответствующие конечному телесному углу рабочей области направлений: $(\theta^2 + \varphi^2)^{1/2} \leq 30^\circ$.

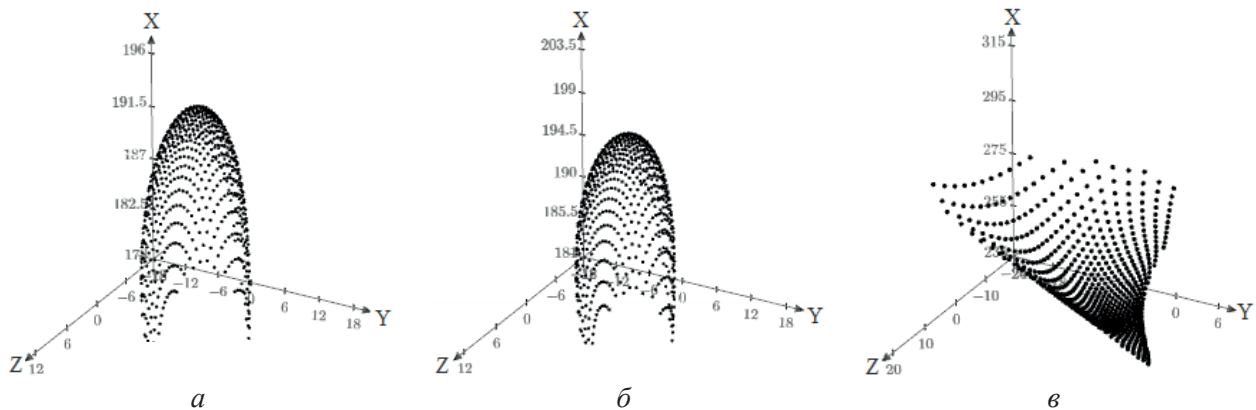


Рис. 3. 3D годографы ЛФЦ: а – для частоты 1202 МГц диапазона L3; б – для частоты 1246,5 МГц диапазона L2; в – для частоты 1602,5 МГц диапазона L1

Для удобства восприятия результаты расчета ЛФЦ, показанные на рисунках выше, сведены в таблицу, где представлены их предельные отклонения от геометрической оси излучателя по каждой из координат.

Распределение ЛФЦ и пределы их перемещений для частот диапазонов L2 и L3 носит схожий характер, что обусловлено близостью этих частот. Кроме того, поверхность, описывающая перемещение ЛФЦ, является равномерно убывающей при отклонении области анализа от геометрической оси излучателя, ввиду лучшей симметрии амплитудной (АДН) и фазовой (ФДН) диаграмм излучателя на этих частотах.

Перемещение ЛФЦ для частоты диапазона L1 носит иной характер. Имеется значительное

поперечное смещение ЛФЦ по осям Y , Z с различными комбинациями знаков при равномерно растущей или убывающей по X координате, что приводит к причудливому распределению координат ЛФЦ и к не менее своеобразной поверхности.

Очевидное отличие результатов расчетов для разных диапазонов излучателя может быть характеризовано их амплитудными и фазовыми диаграммами и отличиями между ними. В соответствии с представленными АДН и ФДН на рис. 4 можно видеть, что для диапазонов частот L2 и L3 геометрическая ось излучателя наиболее точно совпадает с направлениями их максимумов, а для частоты диапазона L1 имеется заметное отклонение по АДН и ФДН в сторону одной из четвертей диаграмм.

Расчетные изменения положения ЛФЦ

L3, 1202 МГц	$\theta = 90^\circ$, $\varphi = 0^\circ$ (ось ФД)	Максимальные положитель- ные уходы ЛФЦ	$\Delta_{\max}$, мм	Максимальные отрицательные уходы ЛФЦ	$\Delta_{\min}$, мм	$ \Delta $
X, мм	195,475	195,552	0,077	178,071	-17,404	17,404
Y, мм	-0,017	12,205	12,222	-12,392	-12,375	12,375
Z, мм	0,409	11,575	11,166	-10,52	-10,929	11,166
L2, 1246,5 МГц	$\theta = 90^\circ$, $\varphi = 0^\circ$ (ось ФД)	Максимальные положитель- ные уходы ЛФЦ	$\Delta_{\max}$, мм	Максимальные отрицательные уходы ЛФЦ	$\Delta_{\min}$, мм	$ \Delta $
X, мм	200,164	200,201	0,037	181,477	-18,687	18,687
Y, мм	0,082	12,016	11,934	-12,035	-12,117	12,117
Z, мм	0,737	11,661	10,924	-9,978	-10,715	10,924
L1, 1602,5 МГц	$\theta = 90^\circ$, $\varphi = 0^\circ$ (ось ФД)	Максимальные положитель- ные уходы ЛФЦ	$\Delta_{\max}$, мм	Максимальные отрицательные уходы ЛФЦ	$\Delta_{\min}$, мм	$ \Delta $
X, мм	247,922	310,337	62,415	237,279	-10,643	62,415
Y, мм	-3,206	5,495	8,701	-18,366	-15,16	15,16
Z, мм	0,795	18,177	17,382	10,614	11,409	17,382

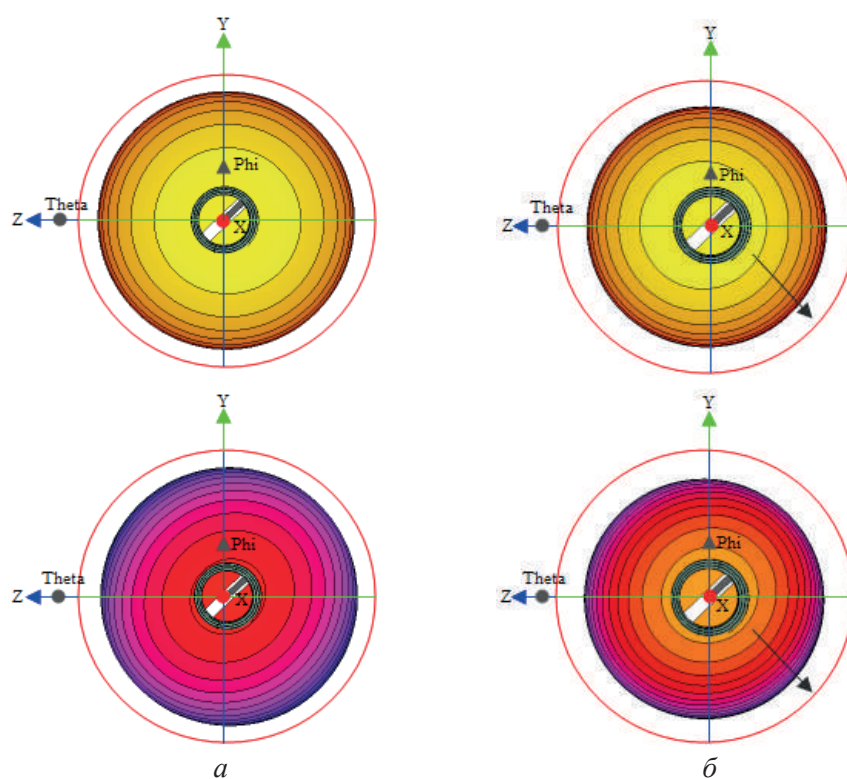


Рис. 4. Характер АДН и ФДН: а – на частоте диапазона L3; б – на частоте диапазона L1

Изменение значений фазы для частоты L3 при $\varphi = \text{const} = 0^\circ$ и $\theta = \text{const} = 90^\circ$ в пределах углов проводимого анализа составляет практически

одинаковые значения $37,3^\circ$ и $37,57^\circ$. Данный факт говорит о достаточно хорошей симметрии ФДН, при этом форма ФФ представляет собой слабо вы-

раженный эллипс, имеющий наклон относительно осей Oy и Oz , близкий к 45° . Для частоты $L1$ изменение фазы в двух ортогональных сечениях лежит в диапазоне $63,56^\circ - 66,6^\circ$ и $69,39^\circ - 60,9^\circ$ соответственно. Для сечения ФДН, ориентированного по малой оси эллипса ФФ, эта разница еще более выражена. Такое смещение АДН и ФДН вызвано, в том числе, большим влиянием асимметрии точки запитки спирального проводника на более высоких частотах.

Для оценки пределов перемещений ЛФЦ излучателя навигационной ФАР и большей наглядности совместим ранее представленные годографы ЛФЦ с его моделью. Такие изображения, представленные на рис. 5 и 6, целесообразно сделать только для частот $L3$ и $L1$, ввиду их отличия, исключив распределение для частоты $L2$, схожего с таковым для $L3$.

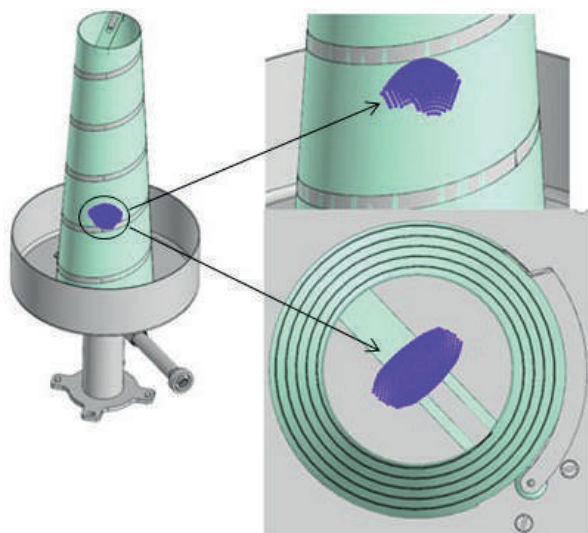


Рис. 5. 3D годограф ЛФЦ излучателя ФАР на частоте $L3$

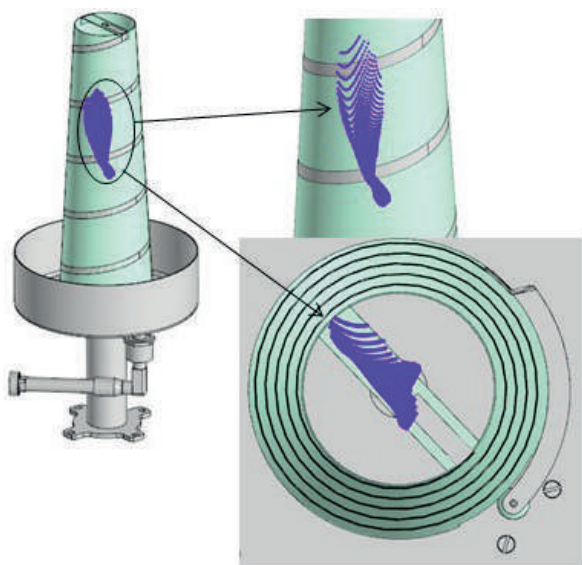


Рис. 6. 3D годограф ЛФЦ излучателя ФАР на частоте $L1$

Ранее описанная особенность характера перемещений ЛФЦ для частот диапазона $L1$ при использовании излучателя в составе ФАР приведет к меньшему влиянию на ее фазовые характеристики, поскольку при формировании так называемой равносигнальной ДН в качестве центрального кластера используются четыре аналогичных излучателя. С учетом того, что они развернуты относительно друг друга на 90° вокруг своей оси и синфазны в дальней зоне, будет сформирована более равномерная как амплитудная, так и фазовая диаграммы кластера излучателей во всех частотных диапазонах.

Заключение

В настоящей работе рассмотрена методика и особенности расчета годографов ЛФЦ одиночного излучателя навигационной ФАР КА «Глонасс» с учетом присущих ему фазовых характеристик в диапазонах частот $L1$, $L2$ и $L3$.

Проведенные расчеты показали существенное отличие пределов перемещений ЛФЦ излучателя, ввиду значительного отличия его ФФ, формируемого на частотах $L2$, $L3$ и $L1$. Поэтому при проведении подобного рода оценки даже для простой антенны, которой, несомненно, является спиральный излучатель из состава ФАР, первичным будет именно характер сформированного фазового фронта.

Тем не менее, как это представлено в данной работе, даже зная кривизну ФФ и распределение фазы в области рабочего телесного угла, невозможно прогнозировать внешний вид поверхности 3D годографа. Преобразование фазового фронта в 3D годограф ЛФЦ позволяет получить более наглядную картину фазовых свойств как одиночного излучателя, так и ФАР на его основе с учетом того, что в соответствии с технической документацией требования задаются именно к пределам перемещения ФЦ, а не к изменению значений фазы ФДН.

Ввиду того, что при проведении вычисления ЛФЦ излучателя использовалась расширенная область ФФ, составляющая $\pm 30^\circ$ по обоим направлениям углов, следует ожидать, что для рабочего сектора углов ФАР, лежащего в конусе $\pm 19^\circ$, пределы перемещения ЛФЦ будут несколько меньше.

Кроме того, использование при проектировании ФАР равномерного разворота ее излучателей относительно друг друга нивелирует существенную неравномерность распределения ЛФЦ для всех рабочих частот и, особенно, для диапазона $L1$.

В дальнейших исследованиях большой интерес в равной степени будет представлять анализ перемещения ЛФЦ и его 3D годограф отдельных кластеров ФАР (центрального и периферийного), образованных четырьмя и восемью такими излучателями, а также полноценной ФАР с учетом амплитудно-фазового распределения ее диаграммообразующей схемы.

Список литературы

- [1] Chen X., Parini C. G., Collins B., Yao Yu., Rehman M. U. Antennas for global navigation satellite systems. 2012. 218 p.
- [2] Choni Yu. I. Hodograph of Antenna's Local Phase Center: Computation and Analysis // IEEE Transactions on Antennas and Propagation. vol. 63. no. 6. pp. 2819–2823. doi: 10.1109/TAP.2015.2417894.
- [3] Beer S., Wanninger L., Heßelbarth A. Galileo and GLONASS group delay variations // GPS Solutions. 2020. vol. 24. no. 23. doi: 10.1007/s10291-019-0939-7.
- [4] Вольперт А. Р. О фазовом центре антенны // Радиотехника. 1961. Т. 16. № 3. С. 3–12.
- [5] Марков Г. Т., Сазонов Д. М. Антенны : учебник для студентов радиотехнических специальностей вузов. М. : Энергия, 1975. 528 с.
- [6] Sander S., Cheng D. Phase center of helical beam antennas // 1958 IRE International Convention Record. 1958. pp. 152–157. doi: 10.1109/IRECON.1958.1150710.
- [7] Интерфейсный контрольный документ [Электронный ресурс]. URL: <https://russianspacesystems.ru/bussines/navigation/glonass/interfeysnyy-kontrolnyy-dokument/> (дата обращения: 28.09.2022).
- [8] Kraus J. D. The Helical Antenna // Proceedings of the IRE. 1949. vol. 37. issue 3. pp. 263–272. doi: 10.1109/JRPROC.1949.231279.
- [9] Ludwig A. The definition of cross polarization // IEEE Transactions on Antennas and Propagation. 1973. vol. 21. issue 1. pp. 116–119. doi: 10.1109/TAP.1973.1140406.
- [10] Spherical coordinate systems for defining directions and polarization components in antenna measurements [Электронный ресурс]. URL: https://www.nsi-mi.com/images/Technical_Papers/1998/1998SPHERICALCOORDINATESYS.pdf (дата обращения: 28.09.2022).

LOCAL PHASE CENTER HODOGRAPH OF RADIATING ELEMENT'S NAVIGATION ANTENNA GLONASS

N. V. Morozov¹, Yu. I. Choni², I. Yu. Danilov¹

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

² Kazan National Research Technical University named after A. N. Tupolev – KAI,
Kazan, Republic of Tatarstan, Russian Federation

The main methods for the determination of the object position using code phase and signal carrier phase measurements are given. An accuracy of pseudorange measurements of both carrier phase and group delay code signal depends on local phase center variations for the signals coming from different directions. The relation of group delay and local phase center of the antenna is determined wherein the key factor is frequency dependence of phase or local phase center variation in solid angle of the radiation pattern. The definition of local phase center whose coordinates depends on the direction of radio signal is given. The single helical antenna analysis of local phase center position is carried out considering that the radio technical performances of the navigation antenna's spacecraft «Glonass» depends on the same ones of its radiating elements. The features and the technique for hodographs computation of the helical radiator's navigation phased antenna array using electrodynamic simulation tools are considered. The offset estimation of local phase center is obtained. The features of that offset in relation to the radiator construction depending on the operating frequency are detected.

Keywords: local phase center, group delay, phase pattern, hodograph of local phase center.

References

- [1] Chen X., Parini C. G., Collins B., Yao Yu., Rehman M. U. Antennas for global navigation satellite systems. 2012, 218 p.
- [2] Choni Yu. I. Hodograph of Antenna's Local Phase Center: Computation and Analysis // IEEE Transactions on Antennas and Propagation, vol. 63, no. 6, pp. 2819–2823. doi: 10.1109/TAP.2015.2417894.
- [3] Beer S., Wanninger L., Heßelbarth A. Galileo and GLONASS group delay variations // GPS Solutions, 2020, vol. 24, no. 23. doi: 10.1007/s10291-019-0939-7.
- [4] Volpert A. R. *O fazovom centre antennoy* [About phase center of antenna] // Radiotekhnika, 1961, vol. 16, no. 3, pp. 3–12. (In Russian)
- [5] Markov G. T., Sazonov D. M. *Antenny* [Antennas]. Moscow, Energiya, 1975, 528 p. (In Russian)
- [6] Sander S., Cheng D. Phase center of helical beam antennas // 1958 IRE International Convention Record, 1958, pp. 152–157. doi: 10.1109/IRECON.1958.1150710.
- [7] *Interfejsnyy kontrolnyy dokument* [Interface control document]. Available at: <https://russianspacesystems.ru/bussines/navigation/glonass/interfeysnyy-kontrolnyy-dokument/> (accessed 28.09.2022). (In Russian)
- [8] Kraus J. D. The Helical Antenna // Proceedings of the IRE, 1949, vol. 37, issue 3, pp. 263–272. doi: 10.1109/JRPROC.1949.231279.
- [9] Ludwig A. The definition of cross polarization // IEEE Transactions on Antennas and Propagation, 1973, vol. 21, issue 1, pp. 116–119. doi: 10.1109/TAP.1973.1140406.
- [10] Spherical coordinate systems for defining directions and polarization components in antenna measurements. Available at: https://www.nsi-mi.com/images/Technical_Papers/1998/1998SPHERICALCOORDINATESYS.pdf (accessed 28.09.2022).

Сведения об авторах

Данилов Игорь Юрьевич – кандидат технических наук, начальник отдела разработки и испытаний антенно-фидерных устройств и высокочастотных элементов полезных нагрузок АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Область научных интересов: антенная техника, устройства СВЧ.

Морозов Николай Владимирович – начальник сектора отдела разработки и испытаний антенно-фидерных устройств и высокочастотных элементов полезных нагрузок АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Область научных интересов: антенная техника, устройства СВЧ.

Чони Юрий Иванович – кандидат технических наук, доцент, автор более 200 печатных работ, имеет 14 авторских свидетельств и 11 патентов РФ. Член российской секции общества IEEE. Место работы: Казанский национальный исследовательский технический университет им. А. Н. Туполева – КАИ. Область научных интересов: антенная техника, устройства СВЧ, телекоммуникационные системы.

МЕРЫ ПО ОСЛАБЛЕНИЮ ПОМЕХ НА УРОВНЕ ПРОЕКТИРОВАНИЯ ИЗМЕРИТЕЛЬНОЙ СИСТЕМЫ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А. И. Горностаев

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

Одной из первостепенных задач при разработке интерфейсных модулей контроля температур, используемых в составе бортовой аппаратуры для измерительных систем космических аппаратов различного назначения, является обоснование комплекса мер по обеспечению их помехоустойчивости, принимаемых на уровнях проектирования измерительной системы, измерительного прибора и интерфейсного модуля контроля температур. Такое обоснование предполагает оценку эффективности возможных способов ослабления различных видов воздействующих на измерительную систему помех, определяющих электромагнитную обстановку на космическом аппарате. Статья посвящена рассмотрению мер по ослаблению помех на уровне проектирования измерительной системы, которые следует принимать для обеспечения требуемой помехоустойчивости интерфейсного модуля контроля температур в комплексе с мерами, принимаемыми на других уровнях проектирования. Показано, что для обеспечения требуемой помехоустойчивости интерфейсных модулей контроля температур необходимо на уровне проектирования измерительной системы предусмотреть меры по ослаблению помех в кабеле питания и в измерительных кабелях. В кабеле питания возможно ослабление помех уменьшением импеданса общего электростатического экрана и сопротивлений связи проводов бортовых шин питания, а также скруткой проводов в виде витой пары. В измерительных кабелях возможно ослабление помех уменьшением импеданса общего электростатического экрана и сопротивлений связи проводов линий связи, введением для отдельных групп проводов линий связи дополнительного электростатического экрана и использованием в отдельных группах проводов парной или четверной скрутки.

Ключевые слова: измерительный прибор, контроль температуры, термопреобразователь сопротивления, электромагнитное поле, помехоустойчивость, ослабление помех, экранирование кабелей, скрутка проводов.

Введение

При разработке интерфейсных модулей контроля температур (ИМКТ) для измерительных приборов, реализуемых по магистрально-модульному принципу построения на базе центрального приборного модуля (ЦПМ) с последовательным периферийным интерфейсом (ППИ) и используемых в составе измерительных систем на космических аппаратах (КА) различного назначения, возникает необходимость решения задач обеспечения помехоустойчивой работы ИМКТ [1].

Как показано в [1], на измерительную систему, включающую в себя термопреобразователи сопротивления (ТС), измерительные кабели, кабель

питания и функциональные узлы измерительного прибора – ИМКТ, ЦПМ, модуль питания (МП), в условиях сложившейся электромагнитной обстановки (ЭМО) на КА могут воздействовать следующие виды помех:

- электромагнитные помехи (ЭМП), вызванные работой энергоемкой бортовой аппаратуры (БА), непрерывно излучающей в пространство КА значительную часть своей энергии;
- радиочастотные помехи (РЧП), вызванные работой передающей радиосигналы БА, периодически излучающей в пространство КА значительную часть своей энергии;
- помехи, вызванные электростатическими разрядами (ЭСР) на электризуемых диэлектрических поверхностях КА, приводящими к кратковременному растеканию импульсных токов разряда по поверхностям корпуса КА, корпусов БА

✉ galiv@iss-reshetnev.ru

и электростатических экранов и излучению в пространство КА мощных электромагнитных импульсов (ЭМИ) энергии;

- кондуктивные помехи на бортовых шинах системы электропитания (СЭП), вызванные изменением режимов работы СЭП в процессе эксплуатации КА, приводящим к пульсациям и скачкообразным изменениям напряжения питания;
- шумы на чувствительных элементах (ЧЭ) термопреобразователей сопротивления (ТС), вызванные флуктуациями протекающего через них измерительного тока, приводящими к хаотическому изменению напряжения на выводах ТС.

Из проведенного в [1] анализа характеристик воздействующей на измерительную систему в заданной области пространства КА совокупности различных видов помех и путей их проникновения в тракт преобразования измерительной системы следует, что для обеспечения помехоустойчивой работы ИМКТ необходимо предусмотреть комплекс обоснованных мер по ослаблению помех, которые должны реализовываться в совокупности на уровнях проектирования измерительной системы, измерительного прибора и ИМКТ.

Необходимость и достаточность принимаемых мер по ослаблению помех определяется на каждом уровне проектирования индивидуально, исходя из допустимых норм к уровням действующих помех, заданных в технических требованиях на КА и измерительные приборы.

Цель настоящей статьи – показать возможные меры по ослаблению действующих на измерительную систему и проникающих в измерительный прибор помех, которые могут быть приняты для обеспечения помехоустойчивой работы ИМКТ в составе измерительного прибора на уровне проектирования измерительной системы.

1. Анализ общих мер по ослаблению действующих на измерительную систему помех

Типовыми требованиями к БА служебных систем КА по обеспечению электромагнитной совместимости (ЭМС) с ЭМО на КА являются:

- требования по сохранению работоспособности при возникновении статической разности потенциалов между шинами питания и корпусом КА;
- требования по кондуктивной ЭМС, включающие в себя требования по помехам в цепях питания, в цепях команд и в цепях контроля;
- требования ЭМС по полям;
- требования по воздействию поверхностных ЭСР.

Указанные требования к БА задают исходя из требований по обеспечению ЭМС, предъявляемых к служебным системам КА. При этом для обеспечения стойкости БА к воздействию различ-

ных видов помех в заданном пространстве КА используют иерархическую комплексную систему защиты, включающую в себя [2]:

- конструкторский уровень защиты КА от ЭМП;
- схемотехнический уровень защиты электронных систем КА;
- функциональный уровень защиты КА.

При задании требований по обеспечению ЭМС к рассматриваемой измерительной системе изначально учитывают, что на КА в рамках комплексной системы защиты уже предусмотрены общие меры по ослаблению действующих на измерительную систему помех, в соответствии с которыми:

- во-первых, конструкция измерительного прибора включает в себя общий электростатический экран (корпус прибора), соединенный с корпусом КА, с возможностью его расширения вне прибора;
- во-вторых, отрицательная бортовая шина питания на выходе СЭП соединена с корпусом КА.

Для оценки эффективности предусмотренных общих мер по ослаблению помех и определения необходимости принятия дополнительных мер по их ослаблению на уровне проектирования измерительной системы используют аналитическую модель воздействия помех на измерительную систему, которая учитывает пространственное расположение всех составных частей измерительной системы в составе КА и распределение между ними энергии излучаемого в пространстве КА электромагнитного поля. Однако для определения возможных дополнительных мер по ослаблению помех на уровне проектирования измерительной системы рассмотрим упрощенную аналитическую модель воздействия на измерительную систему внешних помех (без учета пространственного расположения составных частей измерительной системы) на примере четырехпроводной схемы подключения ТС к ИМКТ, приведенную на рис. 1.

В первом случае предусмотренных общих мер по ослаблению помех возможность расширения общего электростатического экрана вне измерительного прибора (экранирование кабеля питания, N измерительных кабелей и ЧЭ ТС на N элементах КА) согласно ГОСТ Р 56530-2015 предполагается через соединители измерительного прибора [3]. Для кабеля питания и измерительных кабелей экранами служат металлические оплетки. Для ЧЭ ТС экранами служат локальные экраны на элементах КА, выполненные из фольги и соединенные с экранами измерительных кабелей. Экранируют также и другие кабели, используемые для связи с прибором (для упрощения анализа в статье не рассматриваются). Для выполнения требований по ЭМС учитывают, что экранированные кабели должны быть расположены по

возможности ближе к поверхности элементов конструкции, а длины кабелей должны быть минимальными. Также учитывают, что экран (на рис. 1

обозначен как «Э») кабеля питания со стороны СЭП должен быть подключен через клемму непосредственно к корпусу КА.

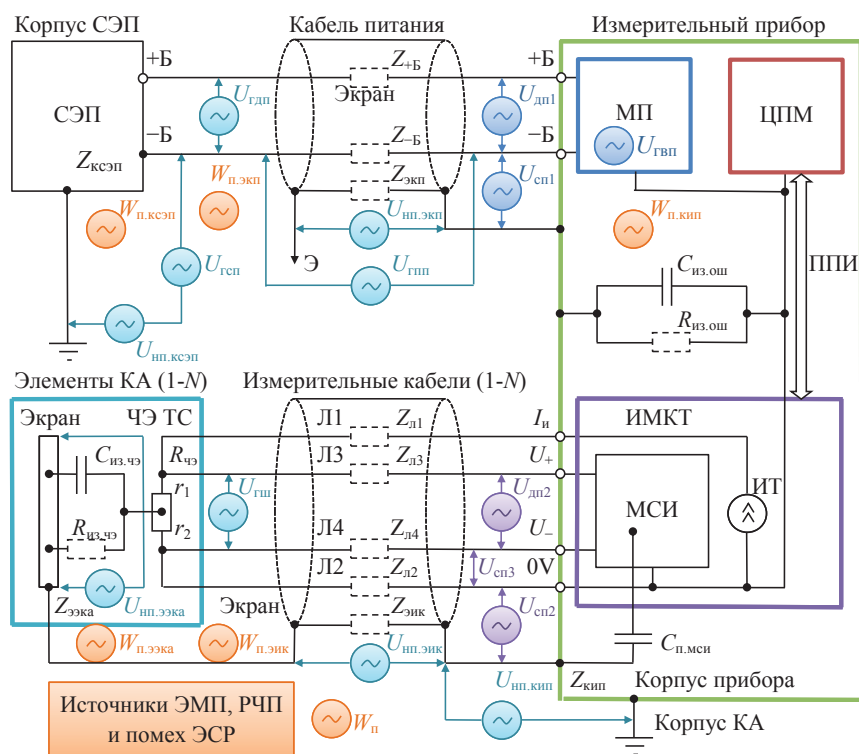


Рис. 1. Упрощенная аналитическая модель воздействия на измерительную систему внешних помех на примере четырехпроводной схемы подключения ТС к ИМКТ

Соединение в измерительном приборе расширенного электростатического экрана с корпусом КА за счет создания эквипотенциальной поверхности, перехватывающей электрическое поле, обеспечивает защиту всех составных частей измерительной системы от электромагнитных полей внешних источников помех (ЭМП, РЧП и помех ЭСР), и исключает в процессе ЭСР растекание импульсных токов разряда непосредственно через защищаемые цепи. Однако наличие расширенного электростатического экрана в измерительной системе не препятствует протеканию переменных или постоянных токов помех между защищаемыми электрическими цепями и отдельными экранами, так как экраны становятся источниками вторичных электромагнитных полей, вызванных напряжениями наведенных на них помех.

В такой измерительной системе электромагнитная энергия $W_{П}$, излучаемая в пространство КА в виде электромагнитных волн от внешних источников помех, частично прикладывается к корпусу СЭП ($W_{П.КСЭП}$), к корпусу измерительного прибора ($W_{П.КИП}$), к экрану кабеля питания ($W_{П.ЭКП}$), к экранам измерительных кабелей ($W_{П.ЭКА}$) и локальным экранам на элементах КА ($W_{П.ЭКА}$). Вследствие электромагнитной индукции на импедансах этих экранов ($Z_{КСЭП}$, $Z_{КИП}$, $Z_{ЭКП}$, $Z_{ЭКА}$, $Z_{ЭКА}$) возникают от-

носительно корпуса КА соответствующие напряжения наведенных помех ($U_{НП.КСЭП}$, $U_{НП.КИП}$, $U_{НП.ЭКП}$, $U_{НП.ЭКА}$, $U_{НП.ЭКА}$), которые и вызывают протекание токов помех. Растекание по экранам импульсных токов разряда в процессе ЭСР также приводит к возникновению этих напряжений.

Кроме того, часть энергии излучаемого внешнего электромагнитного поля за счет его проникновения через экраны измерительной системы непосредственно прикладывается к электрическим цепям экранируемых устройств. В результате в электрических цепях вследствие электромагнитной индукции возникают дополнительные составляющие переменных токов наведенных помех.

Для оценки опасности проникновения помех в измерительный прибор через электростатический экран, вызванных воздействием энергии внешнего электромагнитного поля, и определения необходимости принятия дополнительных мер по их ослаблению оценивают эффективность экранирования [4]. При этом учитывают, что степень защиты устройств от воздействия внешних помех зависит от ряда факторов: частоты излучаемого внешнего электромагнитного поля, типа проводящего материала и плотности покрытия экранов, а также от их месторасположения и размеров. Также учитывают, что внутри экранированных

устройств могут возникать резонансные эффекты (например, практически любой корпус прибора с токопроводящими стенками в первом приближении можно рассматривать в качестве объемного резонатора).

Для обеспечения высокой эффективности экранирования в верхней части частотных диапазонов воздействия помех, в которых возможно проникновение электромагнитного поля через зазоры в экранах, используют конструктивные решения, позволяющие в измерительной системе закрывать весь измерительный прибор, весь кабель питания и все измерительные кабели, а локальные экраны на элементах КА – всю рабочую поверхность ЧЭ ТС.

Как следует из [1], оценку эффективности экранирования необходимо проводить в диапазоне частот от 1 МГц до 18 ГГц для случая воздействия на экраны электромагнитных полей и от долей Гц до 1 ГГц для случая воздействия на экраны поверхностных ЭСР.

Наиболее общим параметром, определяющим эффективность экранирования, является коэффициент экранирования S , который можно рассчитать в заданном частотном диапазоне помех, используя соотношения для электрической (E) и магнитной (H) составляющих поля:

$$S_E[\text{дБ}] = 20\lg(S_E) = 20\lg(E_1/E_0),$$

$$S_H[\text{дБ}] = 20\lg(S_H) = 20\lg(H_1/H_0),$$

где E_0 и E_1 – напряженности электрической составляющей поля до экрана и после него, H_0 и H_1 – напряженности магнитной составляющей поля до экрана и после него.

Однако в технике связи принято оценивать эффективность экранирования не через коэффициент экранирования S , а через затухание экранирования A_s , характеризующее величину затухания, вносимого экраном [5]:

$$A_s[\text{дБ}] = -S[\text{дБ}] = 20\lg(1/S).$$

Электромагнитное поведение экранов кабелей (несимметричных и симметричных) в широком диапазоне частот (от единиц до тысяч МГц) характеризуют в основном двумя параметрами: сопротивлением связи Z_T и затуханием экранирования A_s .

Бортовые шины +Б и –Б в экранированном кабеле питания и провода линий связи Л1–Л4 в экранированных измерительных кабелях образуют симметричные цепи передачи питания и сигналов, поэтому оценку эффективности экранирования этих кабелей на этапе проектирования проводят по расчетным соотношениям, используемым для симметричных кабелей.

Следует отметить, что на симметричные кабели для цифровых систем передачи распространяется ГОСТ Р 54429-2011 [6]. Указанный стандарт, опубликованный в 2012 году, установил новые понятия и уровни параметров экранирования для симметричных кабелей парной и четверной

скрутки цифровых систем связи в рабочем диапазоне частот до 1000 МГц.

Соппротивление связи (transfer impedance) Z_T определяется согласно стандарту как «отношение напряжения, продольно наведенного во внутренней несимметричной цепи, образованной всеми жилами кабеля, соединенными вместе, и экраном, к току, протекающему по экрану – внешней цепи электрически короткого кабеля, или наоборот». Соппротивление связи является собственным параметром экрана, то есть зависит только от его конструкции.

Затухание экранирования (screening attenuation) A_s определяется согласно стандарту как «разность между уровнем по мощности сигнала в несимметричной цепи кабеля, образованной всеми жилами кабеля, соединенными вместе, и экраном, и уровнем наведенного сигнала во внешней цепи кабеля, или наоборот». Затухание экранирования зависит не только от конструкции кабеля в целом, но и от окружающей его среды.

Во втором случае предусмотренных общих мер по ослаблению помех предполагается, что соединение в измерительной системе бортовой шины питания –Б с корпусом КА выполнено через корпус СЭП, а для выполнения требований по ЭМС бортовые шины +Б и –Б с выхода СЭП разведены на различную БА через отдельные кабели питания лучевым способом.

Соединение бортовой шины –Б с корпусом КА исключает возникновение между ними опасного уровня статической разности потенциалов, при котором могут возникнуть ЭСР в электронных устройствах измерительного прибора. Однако такое соединение не исключает распространение кондуктивных помех по проводам бортовых шин +Б и –Б кабеля питания, наведенных и генерируемых на выходе СЭП и на проводах бортовых шин, и по проводам линий связи Л1–Л4 измерительных кабелей, наведенных и генерируемых на выходных цепях ЧЭ ТС.

В кабеле питания кондуктивные помехи, которые распространяются по проводам бортовых шин +Б и –Б, имеющим импеданс $Z_{+Б}$ и $Z_{-Б}$, генерируются:

- в виде напряжения дифференциальной помехи $U_{\text{гдп}}$ между бортовыми шинами +Б и –Б на выходе СЭП, вызванной работой ее энергопреобразующих устройств;
- в виде напряжения синфазной помехи $U_{\text{гсп}}$ между бортовой шиной –Б на выходе СЭП и корпусом КА, вызванной протеканием токов эмиссии синфазных помех всей совокупности БА КА, подключенных к этой шине;
- в виде напряжения продольной помехи $U_{\text{гпп}}$ на проводах бортовых шин +Б и –Б между выходом СЭП и входом МП, вызванной изменениями тока нагрузки в измерительном приборе.

В измерительных кабелях кондуктивные помехи, которые распространяются по проводам линий связи Л1–Л4, имеющими сопротивления связи $Z_{л1}–Z_{л4}$, генерируются:

- в виде напряжений шумов $U_{гш}$ на ЧЭ ТС, вызванных протеканием через них импульсов измерительного тока $I_{из}$, формируемых в ИМКТ от источника тока (ИТ);

- в виде напряжений индуцированных помех на участках проводников r_1 и r_2 рабочей поверхности ЧЭ ТС, где $r_1+r_2 = R_{чэ}$ – общее сопротивление ЧЭ, вызванных распределением через эти участки токов помех, протекающих от источника напряжения наведенных помех $U_{нп.эка}$ на локальных экранах элементов КА через емкость изоляции $C_{из.чэ}$ и сопротивление изоляции $R_{из.чэ}$ между соответствующим локальным экраном и эквивалентной точкой приложения помехи к ЧЭ.

Для оценки опасности проникновения кондуктивных помех в измерительный прибор через провода бортовых шин кабеля питания и провода линий связи измерительных кабелей и определения необходимости принятия дополнительных мер по их ослаблению оценивают эффективность ослабления кондуктивных помех [7]. При этом учитывают, что для эффективного ослабления кондуктивных помех необходимо отдельно рассматривать дифференциальные и синфазные составляющие помех, поскольку методы решения проблем для каждого вида помех различаются. Реализованные решения для ослабления дифференциальных помех не исключают синфазные помехи и наоборот.

Для оценки эффективности ослабления кондуктивных помех, действующих на входе кабеля питания или измерительного кабеля, используют коэффициент затухания кабеля A_k , который рассчитывается по формуле:

$$A_k[\text{дБ}] = 20\lg(U_0/U_1),$$

где U_0 и U_1 – напряжения помех (дифференциальных или синфазных) соответственно на входе (на передающем конце) и выходе (на приемном конце) кабеля.

Как следует из [1], оценку эффективности ослабления кондуктивных помех необходимо проводить в диапазоне частот от 10 Гц до 100 МГц для случаев воздействия на провода бортовых шин пульсаций и переходных процессов напряжения питания, а по проводам линий связи измерительных кабелей от долей Гц до 1 ГГц для случаев воздействия на провода линий связи шумов ЧЭ ТС и наведенных помех на локальных экранах элементов КА при воздействии поверхностных ЭСР.

В обоих рассмотренных случаях общих мер по ослаблению помех в результате возникновения в измерительной системе перечисленной совокупности напряжений наведенных и генерируемых

помех и проникновения их по проводам кабелей в измерительный прибор образуются:

- во входных цепях МП, используемых для подключения кабеля питания, напряжения дифференциальной помехи $U_{дп1}$ между бортовыми шинами +Б и –Б и синфазной помехи $U_{сп1}$ между бортовой шиной –Б и корпусом измерительного прибора;

- во входных цепях ИМКТ, используемых для подключения измерительных кабелей, напряжения дифференциальных помех $U_{дп2}$ между сигнальными цепями U+ и U– в каждом канале многоканальной схемы измерения (МСИ) ИМКТ, синфазной помехи $U_{сп2}$ между общей шиной 0V питания микросхем ИМКТ и корпусом измерительного прибора и синфазных помех $U_{сп3}$ между сигнальной цепью U– в каждом канале МСИ ИМКТ и общей шиной 0V.

Следует обратить внимание на то, что в образовании напряжения синфазной помехи $U_{сп2}$ во входных цепях ИМКТ существенный вклад вносит образующееся напряжение синфазной помехи $U_{сп1}$ во входных цепях МП, которое проникает через элементы гальванической развязки в МП на общую шину 0V питания микросхем ИМКТ. Кроме того, МП в импульсном режиме работы генерирует напряжение внутренней помехи $U_{гвп}$, которое также проникает на общую шину 0V питания микросхем ИМКТ и создает дополнительный вклад в образование напряжения синфазной помехи $U_{сп2}$.

По результатам оценки опасности проникновения во входные цепи ПМ и ИМКТ каждой из дифференциальных ($U_{дп1}$, $U_{дп2}$) и синфазных ($U_{сп1}$, $U_{сп2}$, $U_{сп3}$) составляющих помех под воздействием всей совокупности наведенных и генерируемых помех в измерительной системе в заданных частотных и временных диапазонах принимается решение о необходимости принятия дополнительных мер по их ослаблению.

Следует отметить, что наличие синфазной помехи $U_{сп2}$ представляет собой наибольшую опасность для ИМКТ, так как она образуется при протекании тока помехи через емкость изоляции $C_{из.опш}$ и сопротивление изоляции $R_{из.опш}$ между общей шиной 0V и корпусом измерительного прибора и непосредственно воздействует на внутренние цепи МСИ ИМКТ через паразитные емкости $C_{п.мси}$ этих цепей с корпусом измерительного прибора.

2. Меры по ослаблению помех на уровне проектирования измерительной системы

На уровне проектирования измерительной системы проводят обоснование необходимости принятия дополнительных мер по ослаблению в заданных частотных и временных диапазонах

наведенных и генерируемых помех, которые распространяются по проводам бортовых шин экранированных кабелей питания и проводам линий связи экранированных измерительных кабелей и проникают в измерительный прибор во входные цепи ПМ и ИМКТ. В этом случае учитывают, что для ослабления помех в кабелях согласно ГОСТ Р 56530-2015 «экран необходимо заземлять в одной точке при $f < 2$ МГц и с двух сторон при $f > 2$ МГц; при этом если имеется опасность повышенного излучения помех самой цепью, то заземлять экран необходимо у источника, а если имеется опасность влияния на сигнал внешних помех, то заземлять экран необходимо у приемника» [3].

Согласно стандарту из-за различий в характере и назначении передаваемых сигналов кабелю питания присваивают 3-й номер группы по ЭМС (предназначен для электропитания с током нагрузки до 1 А, провода бортовых шин которого имеет опасность повышенного излучения помех), а измерительным кабелям – 4-й номер группы по ЭМС (предназначены для передачи аналоговых сигналов, провода линий связи которых имеют повышенную восприимчивость к помехам). В соответствии с присвоенным номером группы по ЭМС задают требования к основным параметрам этих кабелей, проверяют реализуемость заданных требований для кабелей с изначально принятыми общими мерами по ослаблению помех и при необходимости принимают дополнительные меры по их ослаблению. При этом исходят из того, что уровни ослабленных помех, проникающих во входные цепи измерительного прибора, не должны превышать допустимых норм, оговоренных в технических требованиях на измерительный прибор.

В качестве дополнительных мер по ослаблению помех в рассматриваемых кабелях в зависимости от принадлежности к соответствующему номеру группы по ЭМС возможно использовать либо повив проводов, либо двойное экранирование проводов, либо их комбинацию. Рассмотрим более подробно, какие могут быть приняты дополнительные меры по ослаблению помех отдельно для кабеля питания и отдельно для измерительных кабелей.

2.1 Ослабление помех в кабеле питания

В кабеле питания (рис. 1) распространение помех по проводам бортовых шин +Б и –Б происходит под воздействием:

- напряжений наведенных помех на экране кабеля питания ($U_{\text{нп.экп}}$), на корпусе измерительного прибора ($U_{\text{нп.кип}}$) и на корпусе СЭП ($U_{\text{нп.ксп}}$);
- напряжений генерируемых помех на выходных шинах СЭП в виде дифференциальной $U_{\text{дп}}$ и синфазной $U_{\text{сп}}$ составляющих;
- напряжений генерируемых продольных помех $U_{\text{пп}}$ на проводах бортовых шин +Б и –Б.

Часть из перечисленной совокупности напряжений помех ($U_{\text{нп.кип}}$, $U_{\text{нп.ксп}}$, $U_{\text{сп}}$, $U_{\text{дп}}$, $U_{\text{пп}}$) являются одновременно источниками кондуктивных помех, так как непосредственно прикладываются к проводам бортовых шин +Б и –Б кабеля питания, и источниками индуцированных помех, так как в результате образования внутреннего вторичного электромагнитного поля, излучаемого от экрана кабеля питания, приводят дополнительно к образованию на проводах бортовых шин напряжений индуцированных продольных помех $U_{\text{ипп}}$ (емкостная и индуктивная связь при ближнем поле).

Напряжение наведенной помехи $U_{\text{нп.экп}}$ на экране кабеля питания является только источником индуцированных помех, так как помехи проникают на провода бортовых шин только в результате образования внутреннего вторичного электромагнитного поля, излучаемого экраном, и вносят дополнительный вклад в образование напряжений индуцированных продольных помех $U_{\text{ипп}}$.

Кроме того, проникающее через экран кабеля питания внешнее электромагнитное поле от удаленных источников помех также индуцирует на проводах бортовых шин напряжения продольных помех $U_{\text{ипп}}$ (электромагнитная связь при дальнем поле).

Все перечисленные составляющие напряжения индуцированных продольных помех $U_{\text{ипп}}$ действуют на проводах бортовых шин +Б и –Б синфазно и при условии $Z_{+Б} = Z_{-Б}$ исключают возникновение между бортовыми шинами на входе МП напряжения дифференциальной составляющей помехи.

Напряжения генерируемых продольных помех $U_{\text{пп}}$ на проводах бортовых шин +Б и –Б являются источниками только кондуктивных помех, так как вызваны изменением тока нагрузки. Их действие в прямом и обратном проводе противофазно (в направлении протекания тока нагрузки), что приводит к возникновению между бортовыми шинами +Б и –Б на входе МП при условии $Z_{+Б} = Z_{-Б}$ напряжения дифференциальной составляющей помехи, равного $2U_{\text{пп}}$.

Результатом воздействия указанной совокупности напряжений помех является возникновение на бортовых шинах +Б и –Б на входе ПМ (рис. 1) напряжений дифференциальной ($U_{\text{дп}}$) и синфазной ($U_{\text{сп}}$) составляющих помех, уровень которых можно оценить по расчетным соотношениям (геометрические суммы независимых случайных величин):

$$U_{\text{дп}} = \sqrt{U_{\text{дп}}^2 + 4U_{\text{пп}}^2},$$

$$U_{\text{сп}} = \sqrt{U_{\text{сп}}^2 + U_{\text{нп.ксп}}^2 + U_{\text{нп.кип}}^2 + U_{\text{пп}}^2},$$

где $U_{\text{пп}} = \sqrt{U_{\text{пп}}^2 + U_{\text{ипп}}^2}$ – напряжение продольных помех на проводах бортовых шин, вызванное одновременным воздействием генерируемых и индуцированных продольных помех.

Уровни напряжений этих составляющих помех нормированы для измерительного прибора в заданных частотных и временных диапазонах и могут быть обеспечены в пределах требуемых норм путем оптимизации параметров выходных фильтров схемы стабилизации напряжения питания на бортовых шинах +Б и –Б в СЭП и входных фильтров ПМ в измерительном приборе и оптимизации электрических характеристик кабеля питания для всех источников наведенных и генерируемых помех, воздействующих на кабель.

В качестве дополнительных мер по ослаблению дифференциальной ($U_{дп1}$) и синфазной ($U_{сп1}$) составляющих помех, вызванных в кабеле питания источниками кондуктивных помех в СЭП ($U_{нп.ксп}$, $U_{гсп}$, $U_{гпп}$) и измерительном приборе ($U_{нп.кип}$), обычно принимают меры по оптимизации параметров фильтров в соответствующих цепях приемников помех (нагрузки) на уровне проектирования измерительного прибора, основным принципом построения которых является добавление к импедансу проводов бортовых шин $Z_{+Б}$ и $Z_{-Б}$ высокого последовательного импеданса и низкого параллельного [8]. При этом необходимость принятия дополнительных мер по ослаблению помех в самом кабеле питания не рассматривается.

Однако повышенный импеданс проводов бортовых шин $Z_{+Б}$ и $Z_{-Б}$ может привести при скачкообразном изменении протекающего по ним тока (например, при переключении нагрузок) к недопустимому увеличению уровня кондуктивной составляющей продольной помехи $U_{гпп}$, а наличие источников индуцированных помех может привести в условиях сложной ЭМО на КА (например,

при воздействии помех ЭСР) к недопустимому увеличению уровня наведенных помех на корпусе СЭП $U_{нп.ксп}$, на корпусе измерительного прибора $U_{нп.кип}$, на экране кабеля питания $U_{нп.экп}$ и, как следствие, к недопустимому увеличению уровня индуцированной составляющей продольной помехи $U_{гпп}$. В этих случаях может потребоваться принятие дополнительных мер по ослаблению уровня дифференциальной ($U_{дп1}$) и синфазной ($U_{сп1}$) составляющих помех как в МП, так и в самом кабеле питания.

Кабель питания является не только приемником помех, но и источником помех, так как параллельно проложенные провода бортовых шин в кабеле питания образуют магнитную петлю большой площади, которая представляет собой магнитную антенну. Пульсации и переходные процессы протекающего в проводах такой антенны тока приводят к излучению через всю площадь петли магнитного поля и может вызывать высокочастотные помехи в экране кабеля питания и соседних проводах, поэтому дополнительные меры по ослаблению помех на входе МП должны также обеспечивать уменьшение магнитного излучения проводов.

В качестве дополнительных мер по ослаблению высокочастотных помех в кабеле питания, вызванных как воздействием на провода внешнего электромагнитного поля, так и излучением проводами электромагнитного поля при изменениях тока нагрузки, возможно использовать повив (скрутку) пар проводов разнополярных бортовых шин (рис. 2), выполняемый для достижения необходимого эффекта ослабления помех с определенным шагом.

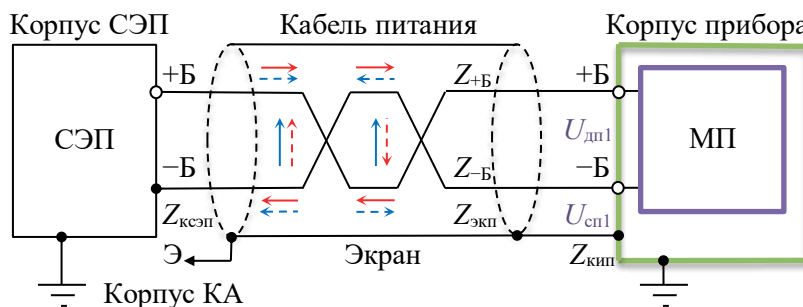


Рис. 2. Скрутка проводов бортовых шин +Б и –Б в кабеле питания в виде витой пары

Однако следует учитывать, что эффект ослабления дифференциальной ($U_{дп1}$) и синфазной ($U_{сп1}$) составляющих помех на входе МП при скрутке проводов бортовых шин +Б и –Б в виде витой пары достигается за счет создания в проводах витой пары симметричных условий возбуждения помех, при которых возникает баланс, и проявляется в случаях дальнего и ближнего поля по-разному.

В случае дальнего поля (электромагнитная связь) эффект ослабления помех в проводах бор-

товых шин достигается (как показано на рис. 2) путем уменьшения площади магнитных петель в витой паре, вследствие чего:

- во-первых, снижается восприимчивость проводов витой пары к помехам, вызванным воздействием внешнего магнитного поля, поскольку в каждой петле витой пары провода меняются местами и внешнее магнитное поле (сплошные синие стрелки) индуцирует в проводах смежных петель витой пары токи помех в обратном направ-

лении (сплошные красные стрелки), что приводит при равномерном шаге скрутки проводов к взаимной компенсации этих токов;

- во-вторых, уменьшается магнитное излучение проводов витой пары от протекающего по ним тока нагрузки, поскольку при его протекании (пунктирные синие стрелки) полярность излучаемых магнитных полей в смежных петлях витой пары меняется на противоположную (пунктирные красные стрелки), что приводит при равномерном шаге скрутки проводов к взаимной компенсации этих полей.

Следовательно, в сбалансированной витой паре проводов бортовых шин кабеля питания в случае дальнего поля вклад в образование дифференциальной ($U_{дп1}$) и синфазной ($U_{сп1}$) составляющих помех на входе МП при воздействии магнитного поля будет стремиться к нулю (направление тока помехи в проводах смежных петель меняется на обратное), а при изменении тока нагрузки в проводах будет таким же, как и при отсутствии повива проводов (направление тока помехи в проводах смежных петель не меняется).

В случае ближнего поля (емкостная и индуктивная связь) эффект ослабления помех в проводах бортовых шин достигается путем выравнивания расстояний проводов в витой паре до экрана и близлежащих проводов, вследствие чего:

- во-первых, снижается уровень дифференциальных помех между проводами витой пары, вызванных наводками на экране и близлежащих проводах, поскольку расстояние до них на протяжении всей длины кабеля питания изменяется то в большую, то в меньшую сторону, и в смежных витках проводов витой пары индуцируются помехи соответственно то с меньшим, то с большим уровнем, что приводит при равномерном шаге скрутки проводов к выравниванию на каждом проводе витой пары уровней этих помех;

- во-вторых, уменьшается уровень индуцируемых помех на экране и близлежащих проводах от протекающего по проводам витой пары тока нагрузки, поскольку при его протекании (пунктирные синие стрелки), когда расстояние до проводов витой пары изменяется на протяжении всей длины кабеля питания то в большую, то в меньшую сторону, в смежных витках от каждого провода индуцируются противоположно направленные помехи соответственно то с меньшим, то с большим уровнем, что приводит при равномерном шаге скрутки проводов витой пары к взаимной компенсации этих помех.

Следовательно, в сбалансированной витой паре проводов бортовых шин в случае ближнего поля вклад в образование дифференциальной составляющей помехи $U_{дп1}$ на входе ПМ при воздействии помех, вызванных наводками в близлежащих проводах и в общем электростатическом

экране, будет стремиться к нулю (на проводах витой пары уровни наведенных помех выравниваются), а вклад в образование синфазной составляющей помехи $U_{сп1}$ на входе ПМ также, как при изменении протекающего по проводам бортовых шин тока нагрузки, будет таким же, как и при отсутствии повива проводов (направление тока помехи в проводах смежных петель не меняется).

Таким образом, в случаях дальнего и ближнего поля применение скрутки проводов бортовых шин в кабеле питания в виде витой пары дает существенный эффект в ослаблении дифференциальной составляющей помехи $U_{дп1}$ на входе ПМ, но практически не приводит к ослаблению синфазной составляющей помехи $U_{сп1}$.

Однако небольшой эффект ослабления синфазной составляющей помехи $U_{сп1}$ на входе ПМ может быть получен путем улучшения электрических характеристик кабеля питания:

- уменьшением импеданса экрана $Z_{экп}$ кабеля питания (снижает уровень наведенных помех на экране кабеля);

- уменьшением импедансов проводов $Z_{+Б}$ и $Z_{-Б}$ бортовых шин (снижает уровень наведенных помех на проводах).

2.2 Ослабление помех в измерительных кабелях

В измерительных кабелях (см. пример четырехпроводной схемы подключения ТС к ИМКТ на рис. 1) распространение помех по проводам линий связи происходит под воздействием:

- напряжений генерируемых шумов на ЧЭ ТС $U_{гш}$;

- напряжений наведенных помех на корпусе измерительного прибора $U_{нп.кпп}$, на экранах измерительных кабелей $U_{нп.эик}$ и на локальных экранах элементов КА $U_{нп.ээка}$.

Напряжения генерируемых шумов на ЧЭ ТС $U_{гш}$ являются источниками кондуктивных помех, так как непосредственно прикладываются к проводам линий связи измерительных кабелей, а напряжения наведенных помех на экранах измерительных кабелей $U_{нп.эик}$ являются источниками индуцированных помех, так как приводят в результате образования внутренних вторичных электромагнитных полей, излучаемых экранами, к образованию на проводах токоведущих Л1 и Л2 и измерительных Л3 и Л4 линий связи соответствующих напряжений индуцированных продольных помех $U_{инп.л}$ и $U_{инп.и}$ (емкостная и индуктивная связь при ближнем поле).

Следует отметить, что при практической реализации измерительных кабелей в общий экран помещают несколько групп проводов линий связи отдельных каналов измерения, подключаемых к различным ЧЭ ТС через общий соединитель в ИМКТ. В таком случае помехи от близлежащих

соседних групп проводов также индуцируют на проводах токоведущих и измерительных линий связи напряжения продольных помех $U_{\text{инп.т}}$ и $U_{\text{инп.и}}$.

Кроме того, проникающее через экраны измерительных кабелей внешнее электромагнитное поле от удаленных источников помех также индуцирует на проводах токоведущих и измерительных линий связи напряжения продольных помех $U_{\text{инп.т}}$ и $U_{\text{инп.и}}$ (электромагнитная связь при дальнем поле).

Все перечисленные составляющие напряжения индуцированных продольных помех $U_{\text{инп.т}}$ и $U_{\text{инп.и}}$ действуют на проводах токоведущих и измерительных линий связи синфазно, но даже при условии $Z_{\text{л1}} = Z_{\text{л2}}$ и $Z_{\text{л3}} = Z_{\text{л4}}$ из-за различий импедансов цепей протекания тока от источников индуцированных помех не исключают на входах ИМКТ возникновение между соответствующими линиями связи напряжений дифференциальных составляющих помех.

Напряжения наведенных помех на локальных экранах элементов КА $U_{\text{нп.эка}}$ являются источниками индуцированных помех только для ЧЭ ТС, так как в результате образования внутренних вторичных электромагнитных полей, излучаемых локальными экранами, протекают через участки проводников r_1 и r_2 рабочих поверхностей ЧЭ ТС и провода токоведущих линий связи Л1 и Л2 токи помех, приводящие к возникновению на этих участках напряжений индуцированных синфазных помех $U_{\text{инп.р1}}$ и $U_{\text{инп.р2}}$ (связь при ближнем поле через емкость изоляции $C_{\text{из.чэ}}$ и сопротивление изоляции $R_{\text{из.чэ}}$), которые для проводов измерительных линий связи Л3 и Л4 являются уже источниками кондуктивных помех. В этом случае на входах ИМКТ из-за различий напряжений индуцированных помех $U_{\text{инп.р1}}$ и $U_{\text{инп.р2}}$ даже при условии $Z_{\text{л1}} = Z_{\text{л2}}$ и $Z_{\text{л3}} = Z_{\text{л4}}$ между соответствующими линиями связи будут возникать напряжения дифференциальных составляющих помех.

Особо следует отметить, что на распространение помех по проводам линий связи в измерительном кабеле также влияют синфазные помехи $U_{\text{сп1}}$ между бортовой шиной –Б и корпусом измерительного прибора, которые проникают из кабеля питания через МП на гальванически развязанную общую шину 0V питания микросхем ИМКТ, соединенную с проводом линии связи Л2 измерительного кабеля.

Результатом воздействия указанной совокупности помех является возникновение на линиях связи Л2–Л4 на входах отдельных каналов измерения ИМКТ (рис. 1) напряжений дифференциальной ($U_{\text{дп2}}$) и синфазных ($U_{\text{сп2}}$ и $U_{\text{сп3}}$) составляющих помех, уровень которых можно оценить по расчетным соотношениям (геометрические суммы независимых случайных величин):

$$U_{\text{дп2}} = \sqrt{U_{\text{гш}}^2 + U_{\text{инп.чэ}}^2 + \Delta U_{\text{инп.и}}^2},$$

$$U_{\text{сп2}} = \sqrt{U_{\text{нп.ик}}^2 k_{\text{ик}}^2 + U_{\text{сп1}}^2 k_{\text{кп}}^2 + U_{\text{гвп}}^2 k_{\text{мп}}^2},$$

$$U_{\text{сп3}} = \sqrt{U_{\text{гш}}^2 k_{\text{гш}}^2 + \Delta U_{\text{инп.ти}}^2},$$

где $U_{\text{инп.чэ}}$ – общее напряжение индуцированной помехи на ЧЭ ТС, образующееся при возникновении напряжений индуцированных помех $U_{\text{инп.р1}}$ и $U_{\text{инп.р2}}$ на участках проводников r_1 и r_2 рабочей поверхности ЧЭ ТС под воздействием наведенных помех на экране измерительного кабеля и на локальном экране элемента КА ($U_{\text{нп.эик}}$, $U_{\text{нп.эка}}$); $\Delta U_{\text{инп.и}} = U_{\text{инп.ил3}} - U_{\text{инп.ил4}}$ – разность напряжений продольных помех между измерительными линиями связи Л3 и Л4, образующаяся из-за различий импедансов цепей протекания тока от источников индуцированных помех;

$U_{\text{нп.ик}} = \sqrt{U_{\text{нп.эик}}^2 + U_{\text{нп.эка}}^2 + U_{\text{инп.т}}^2}$ – общее напряжение наведенной помехи в измерительном кабеле, вызванное одновременным воздействием напряжений наведенных помех $U_{\text{нп.эик}}$, $U_{\text{нп.эка}}$ на экране измерительного кабеля и локальном экране элемента КА и напряжения индуцированной помехи $U_{\text{инп.т}}$ на токоведущей линии связи; $k_{\text{ик}}$, $k_{\text{кп}}$, $k_{\text{мп}}$ – коэффициенты, определяющие долю напряжений воздействующих помех $U_{\text{нп.ик}}$, $U_{\text{сп1}}$, $U_{\text{гвп}}$ соответственно в измерительном кабеле, в кабеле питания и в МП, проникающие на общую шину 0V относительно корпуса измерительного прибора, которые определяются по соответствующим эквивалентным схемам проникновения помех; $k_{\text{гш}} = Z_{\text{л2}}/R_{\text{чэ}}$ – коэффициент, определяющий долю напряжения генератора шума $U_{\text{гш}}$, образующуюся на сопротивлении связи $Z_{\text{л2}}$ токоведущей линии связи Л2 при протекании шумовой составляющей измерительного тока $I_{\text{и}}$ через сопротивления $R_{\text{чэ}}$ и $Z_{\text{л2}}$; $\Delta U_{\text{инп.ти}} = U_{\text{инп.тл2}} - U_{\text{инп.ил4}}$ – разность напряжений продольных помех между токоведущей и измерительной линиями связи Л2 и Л4, образующаяся из-за различий импедансов цепей протекания тока от источников индуцированных помех.

Аналогичные расчетные соотношения напряжений дифференциальной ($U_{\text{дп2}}$) и синфазных ($U_{\text{сп2}}$ и $U_{\text{сп3}}$) составляющих помех могут быть получены для измерительных кабелей при трехпроводной схеме подключения ТС к ИМКТ. При этом для определения уровней помех на проводах линий связи измерительных кабелей необходимо учитывать, что в этом случае измерительные линии связи являются одновременно и токоведущими.

Уровни напряжений этих составляющих помех в заданном частотном диапазоне для измерительного прибора не нормируются, однако могут быть определены по результатам совместного проектирования измерительных кабелей и ИМКТ расчетным путем по основным параметрам измерительных кабелей (сопротивлениям связи, от ко-

торых зависит затухание экранирования A_S , и импедансу экрана $Z_{\text{эк}})$ и импедансам цепей проникновения помех на ЧЭ ТС и входных цепей ИМКТ. Рассчитанные значения уровней напряжений помех могут быть использованы для оценки опасности воздействия составляющих помех на входные цепи ИМКТ и определения дополнительных мер по ослаблению помех.

В качестве дополнительных мер по ослаблению помех в измерительных кабелях, вызванных источниками кондуктивных помех (напряжениями генерируемых шумов $U_{\text{гш}}$ на ЧЭ ТС), могут быть приняты меры по повышению соотношения сигнал/шум на ЧЭ ТС путем выбора оптимального значения измерительного тока $I_{\text{и}}$ при импульсном опросе ЧЭ ТС и по уменьшению фиксированного смещения напряжения в усилителе МСИ ИМКТ, вызванного присутствием на ЧЭ ТС в области низких частот фликкер-шума ($1/f$ -шума), путем применения метода стабилизации прерыванием [9]. В этом случае при проектировании измерительных кабелей принятие дополнительных мер по ослаблению помех не требуется.

В качестве дополнительных мер по ослаблению помех в измерительных кабелях, вызванных воздействием электромагнитных полей (дальнее и ближнее поле), возможно использовать двойное экранирование и повив (скрутку) группы проводов разнополярных линий связи. В этом случае для выбора подходящего варианта принимаемых мер по ослаблению помех необходимо произвести оценку эффективности ослабления дифференциальной ($U_{\text{дп2}}$) и синфазных ($U_{\text{сп2}}, U_{\text{сп3}}$) составляющих помех для обоих из указанных способов во всем частотном диапазоне их воздействия [10].

Эффективной мерой по ослаблению помех в широком диапазоне частот является двойное экранирование проводов линий связи измерительных кабелей. При таком способе ослабления помех в измерительном кабеле возможно включение внутрь общего электростатического экрана одной или нескольких групп проводов линий связи различных каналов измерения, помещенных в отдельные внутренние электростатические экраны (рис. 3).

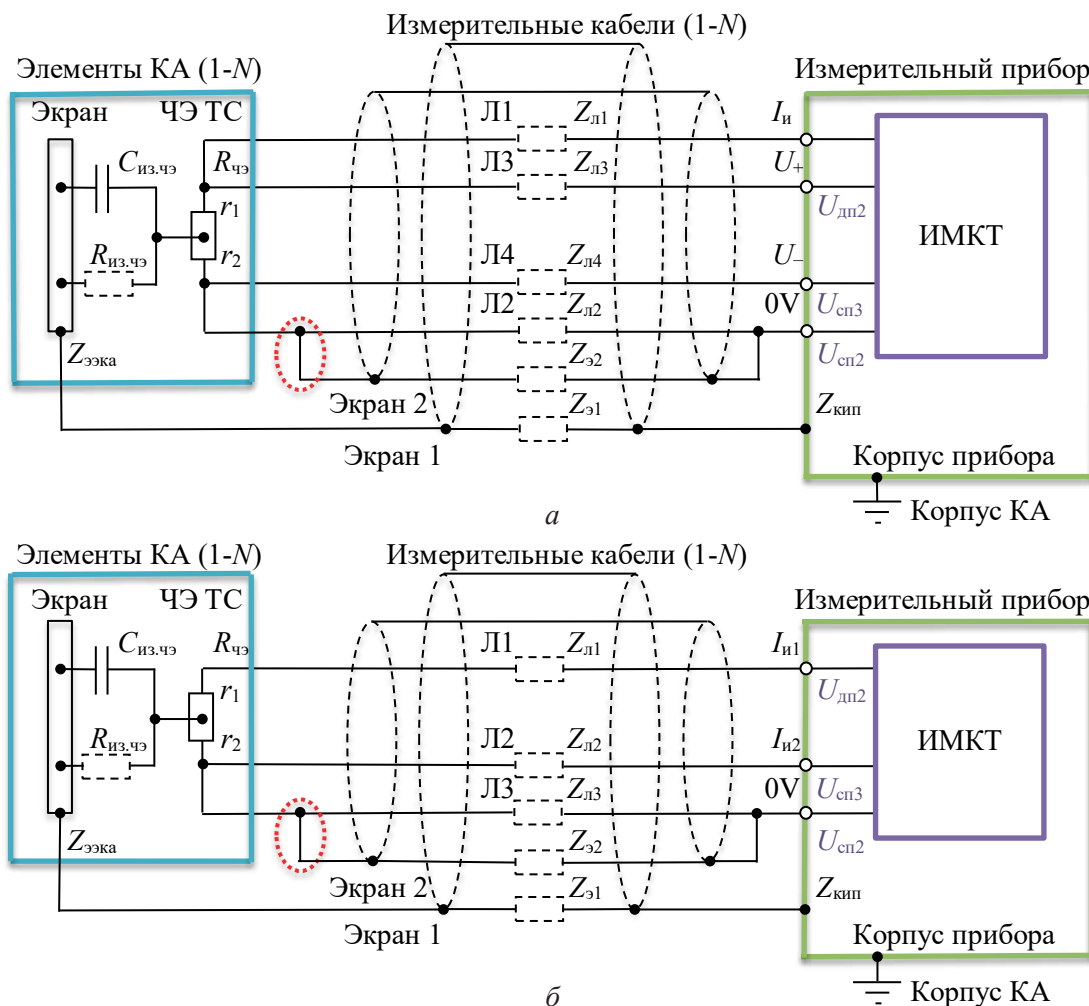


Рис. 3. Пример двойного экранирования проводов линий связи измерительных кабелей при четырехпроводной (а) и трехпроводной (б) схемах подключения ТС к ИМКТ

Двойное экранирование может применяться как при четырехпроводной схеме подключения ТС к ИМКТ (рис. 3а), так и при трехпроводной схеме (рис. 3б). В обоих случаях отдельные экраны (экран 2 с импедансом $Z_{с2}$), размещаемые внутри общего экрана (экран 1 с импедансом $Z_{с1}$), должны быть изолированы (гальванически развязаны) от общего экрана. Поскольку ЧЭ ТС не имеют защитного заземления, а внутренние экраны, отдельные для каждой группы проводов линий связи, должны использоваться наряду с усилителем дифференциального типа (исключает влияние синфазной составляющей помехи $U_{сн3}$ на результаты измерения полезного сигнала), то их необходимо соединять с общей шиной 0V в ИМКТ.

При таком соединении электростатическое поле внутренних экранов препятствует воздействию электромагнитного поля от общего экрана на провода линий связи (Л1–Л4 при четырехпроводной схеме подключения – на рис. 3а токоведущие цепи $I_{и}$, 0V и сигнальные цепи $U+$, $U-$, или Л1–Л3 при трехпроводной схеме подключения – на рис. 3б одновременно токоведущие и сигнальные цепи $I_{и1}$ и $I_{и2}$ и общая цепь 0V) за счет создания эквипотенциальной поверхности, перехватывающей это поле, а использование отдельных внутренних экранов предотвращает взаимовлияние между группами проводов линий связи.

Со стороны источника сигнала отдельные внутренние экраны могут быть либо подключены к токоведущим выводам соответствующих ЧЭ ТС, либо не подключены (на рис. 3а и 3б цепь обведена красным цветом). Однако эффективность экранирования в случае подключения внутренних экранов к выводу ЧЭ ТС несколько выше (уменьшается уровень наведенных помех на эквивалентном импедансе цепи объединения внутреннего экрана с токоведущей линией связи), поэтому такой вариант экранирования предпочтительнее.

Дополнительный эффект ослабления помех в экранированных измерительных кабелях также может быть достигнут путем улучшения их электрических характеристик:

- уменьшением импедансов общего ($Z_{с1}$) и внутренних ($Z_{с2}$) экранов (снижает уровень напряжений наведенных на этих экранах помех);
- уменьшением сопротивлений связи ($Z_{л1}$ – $Z_{л4}$ на рис. 3а или $Z_{л1}$ – $Z_{л3}$ на рис. 3б) проводов линий связи (снижает уровень напряжений индуцированных помех на проводах).

Однако следует учитывать, что с увеличением частоты помехи эффективность экранирования уменьшается и на высоких частотах может оказаться недостаточной.

Кроме того, экранированный измерительный кабель является не только приемником помех, но и источником помех, так как параллельно проложенные провода токоведущих линий связи в из-

мерительном кабеле образуют магнитные петли большой площади, которые представляет собой магнитные антенны. Протекание в проводах таких антенн импульсного измерительного тока приводит к излучению через всю площадь каждой петли магнитного поля и может вызывать на высоких частотах помехи в экране и соседних проводах, поэтому дополнительные меры по ослаблению помех на входе ИМКТ должны также обеспечивать уменьшение магнитного излучения проводов токоведущих линий связи.

В таких случаях для ослабления высокочастотных помех в измерительных кабелях дополнительно во внутренних экранах необходимо использовать повив (скрутку) одной или двух пар проводов разнополярных линий связи (рис. 4), выполняемый для достижения необходимого эффекта ослабления помех в отдельных парах с различным шагом [11].

При этом следует учитывать, что эффект ослабления дифференциальной ($U_{дн2}$) и синфазных ($U_{сн2}$ и $U_{сн3}$) составляющих помех на входах ИМКТ при скрутке проводов линий связи в виде отдельных витых пар (пары Л1–Л2 и Л3–Л4 на рис. 4а или Л1–Л2 на рис. 4б) достигается за счет создания симметричных условий возбуждения помех в проводах каждой витой пары, при которых возникает баланс, и проявляется в случаях дальнего и ближнего поля по-разному.

В случае дальнего поля (электромагнитная связь) эффект ослабления помех в проводах линий связи достигается путем уменьшения площади магнитных петель в каждой витой паре, вследствие чего аналогично, как и в проводах бортовых шин в кабеле питания (рис. 2):

- во-первых, снижается восприимчивость проводов каждой витой пары линий связи к помехам, вызванных воздействием внешнего магнитного поля, так как в проводах смежных петель витой пары при равномерном шаге скрутки проводов происходит взаимная компенсация токов помех;
- во-вторых, уменьшается магнитное излучение проводов витой пары токоведущих линий связи от протекающего по ним импульсного измерительного тока, так как в смежных петлях витой пары при равномерном шаге скрутки проводов происходит взаимная компенсация излучаемых магнитных полей.

Следовательно, в сбалансированных витых парах проводов линий связи измерительных кабелей в случае дальнего поля вклад в образование дифференциальной ($U_{дн2}$) и синфазных ($U_{сн2}$ и $U_{сн3}$) составляющих помех на входах ИМКТ при воздействии магнитного поля аналогично будет стремиться к нулю, а при протекании в проводах импульсного измерительного тока будет таким же, как и при отсутствии повива проводов.

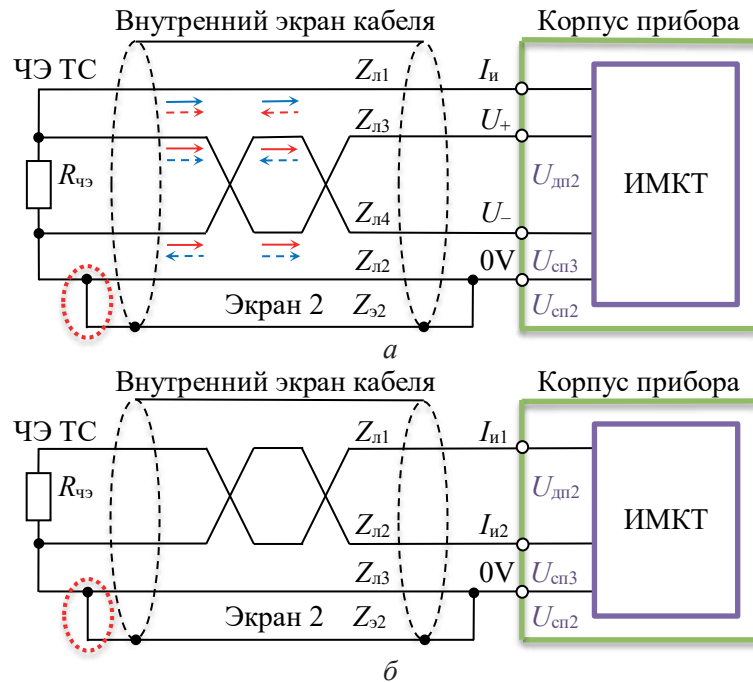


Рис. 4. Пример скрутки проводов разнополярных линий связи в виде витых пар при четырехпроводной (а) и трехпроводной (б) схемах подключения ТС к ИМКТ

В случае ближнего поля (емкостная и индуктивная связь) эффект ослабления помех в проводах линий связи также достигается путем выравнивания в каждой витой паре расстояний проводов до экрана и близлежащих проводов, вследствие чего аналогично:

- во-первых, снижается уровень дифференциальных помех между проводами витой пары, вызванных наводками на экране и близлежащих проводах, так как на каждом проводе витой пары при равномерном шаге скрутки проводов происходит выравнивание уровней этих помех;
- во-вторых, уменьшается уровень индуцируемых помех на экране и близлежащих проводах от протекающего по проводам витой пары импульсного измерительного тока, так как в смежных витках при равномерном шаге скрутки проводов витой пары происходит взаимная компенсация этих помех.

В качестве примера рассмотрим возможные варианты парной скрутки проводов линий связи в измерительном кабеле более подробно.

Если повив проводов выполнен только сигнальных линий связи (цепи U_+ и U_- на рис. 4а или цепи $I_{и1}$ и $I_{и2}$ на рис. 4б), то в случае, когда источником помех для проводов витой пары являются экран или параллельно идущие провода токоведущих линий связи (сплошные синие стрелки), они индуцируют на смежных витках проводов сигнальных линий связи напряжения помех в одном направлении (сплошные красные стрелки) приблизительно одинакового уровня. В результате уровни напря-

жений помех на проводах витой пары в пределах длины измерительного кабеля будут выравниваться. В случае же, когда источником помех для проводов витой пары является ЧЭ ТС, мгновенный ток помехи (рис. 4а) будет течь в отдельных проводах в противоположных направлениях (пунктирные синие стрелки). Поскольку параллельно идущий провод (токоведущая линия с сопротивлением связи $Z_{л1}$) будет в пределах длины измерительного кабеля на некоторых участках ближе к одному проводу витой пары (линия с сопротивлением связи $Z_{л3}$), на некоторых ближе к другому проводу (линия с сопротивлением связи $Z_{л4}$), поэтому большее влияние на параллельный провод будет оказывать то один провод витой пары, то другой. В результате наведенные токи помех (пунктирные красные стрелки) на каждом участке параллельного провода будут иметь противоположные направления, то есть, сложившись, будут примерно равны нулю.

Для параллельно идущих проводов токоведущих линий связи так же, как и для сигнальных, при четырехпроводной схеме подключения ТС к ИМКТ источниками помех являются экран и ЧЭ ТС, под воздействием которых на этих проводах могут возникнуть дополнительные не участвующие в компенсации составляющие индуцированных помех, поэтому для их ослабления провода разнополярных токоведущих линий связи (цепи $I_и$ и $0V$ на рис. 4а) также необходимо скручивать в виде витой пары. Однако, если провода отдельных витых пар будут иметь одинаковый шаг скрутки, то это приведет к возникновению взаи-

мовлияния между витыми парами, так как расстояние между ними на протяжении всего витка сохраняется неизменным и эффекта выравнивания наведенных на них помех не произойдет. Поэтому для уменьшения взаимовлияния между витыми парами проводов скрутку для каждой пары следует выполнять с разным шагом, чтобы они на протяжении всего витка не оставались одинаково разнесенными к одному и тому же проводу. Кроме того, дополнительно для уменьшения взаимных и внешних влияний двух витых пар проводов может быть использована двойная парная скрутка, при которой отдельные витые пары скручивают между собой в четверку с шагом скрутки, отличным от шагов скрутки отдельных витых пар [12].

При трехпроводной схеме подключения ТС к ИМКТ используется только один параллельно идущий провод токоведущей линии связи (общая цепь 0V на рис. 4б), являющийся источником помех для проводов витой пары сигнальных линий связи (цепи I_{n1} и I_{n2} рис. 4б), которые уже участвуют в выравнивании индуцированных помех на проводах витой пары, поэтому в принятии дополнительных мер по их ослаблению нет необходимости.

При наличии во внутреннем экране двух пар проводов разнополярных линий связи (использование одного ЧЭ ТС при четырехпроводной схеме подключения или двух ЧЭ ТС при трехпроводной схеме подключения) возможно также выполнять их повив (скрутку) звездной четверкой (рис. 5). Этот способ повива технологически более сложен и используется в основном из-за лучших частотных характеристик [13].

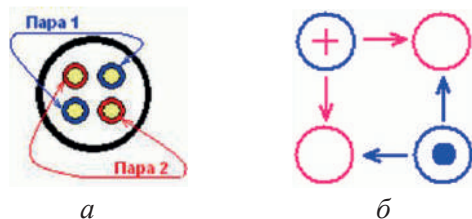


Рис. 5. Пример повива (скрутки) двух пар проводов разнополярных линий связи звездной четверкой: а – вид расположения пар проводов внутри экрана с торца; б – иллюстрация наводки помех одной пары проводов на другую

При таком способе повива не требуется для каждой пары проводов шаг скрутки делать разным, так как пары проводов внутри экрана расположены по диагонали (рис. 5а), что обеспечивает равные расстояния проводов одной пары (пара 1 – выделена синим цветом) по отношению к другой (пара 2 – выделена красным цветом), при которых наводка от одного провода уравнивается такой же наводкой от другого. Действительно, если к синей паре проводов подключить ЧЭ ТС, то при воздействующей от него помехи ток в ее проводах (рис. 5б) будет течь в разных направлениях (красный

плюс и синяя точка). Протекающий ток по первому проводу пары (с красным плюсом) будет создавать вокруг себя поле и наведет помеху с определенным знаком на красные провода четверки (красные стрелки). Второй провод пары (с синей точкой) будет наводить точно такую же помеху, но с противоположным знаком (синие стрелки). Учитывая, что провода синей пары находятся на одинаковом расстоянии от проводов красной пары, а помехи, возникающие от разных проводов, равны по модулю и противоположны по знаку, то наводка на оба провода красной пары окажется равной нулю.

Следовательно, в сбалансированных витых парах проводов линий связи в случае ближнего поля вклад в образование дифференциальной ($U_{дп2}$) составляющей помех на входе ИМКТ при воздействии помех, вызванных наводками в экране и близлежащих проводах, будет стремиться к нулю (на проводах витой пары уровни наведенных помех выравниваются), а вклад в образование синфазных ($U_{сп2}$ и $U_{сп3}$) составляющих помех на входах ИМКТ также, как при протекании по проводам линий связи импульсного измерительного тока, будет таким же, как и при отсутствии повива проводов (направление тока помехи в проводах смежных петель не меняется).

Таким образом, в случаях дальнего и ближнего поля применение скрутки проводов токоведущих и сигнальных линий связи в измерительном кабеле в виде витых пар дает существенный эффект в ослаблении дифференциальной ($U_{дп2}$) составляющей помехи на входе ИМКТ, но практически не приводит к ослаблению синфазных ($U_{сп2}$ и $U_{сп3}$) составляющих помех.

Однако небольшой эффект ослабления синфазных ($U_{сп2}$ и $U_{сп3}$) составляющих помех на входе ИМКТ может быть получен путем улучшения электрических характеристик измерительного кабеля:

- уменьшением импедансов внешнего и внутреннего экранов измерительного кабеля (снижает уровень наведенных помех на экранах кабеля);
- уменьшением импедансов проводов сигнальных и токоведущих линий связи (снижает уровень наведенных помех на проводах).

Заключение

Проведенный анализ общих мер по ослаблению действующих на измерительную систему в заданной области пространства КА совокупности различных помех показал, что принятие таких мер не исключает возникновение в измерительной системе наведенных и генерируемых помех и их распространение по проводам кабеля питания и измерительных кабелей. Результатом воздействия таких помех является образование на входных цепях МП и ИМКТ измерительного прибора синфазных и дифференциальных составляющих помех, ко-

которые проникают в измерительный тракт ИМКТ и приводят к искажению результатов измерения.

На уровне проектирования измерительной системы возможно частичное ослабление этих помех в кабеле питания скруткой проводов бортовых шин в виде витой пары, а в измерительных кабелях введением дополнительных внутренних электростатических экранов, соединенных с общей аналоговой шиной в ИМКТ, и скруткой проводов разнополярных линий связи в виде витых пар или звездной четверкой. Также можно получить допол-

нительный эффект ослабления этих помех уменьшением импедансов проводов и экранов в кабелях. Однако эти меры по ослаблению помех направлены, прежде всего, на ослабление дифференциальных составляющих помех и малоэффективны для ослабления синфазных составляющих помех. Поэтому проблема обеспечения помехоустойчивости ИМКТ может быть решена принятием дополнительных мер по ослаблению дифференциальных и синфазных составляющих помех на уровнях проектирования измерительного прибора и ИМКТ.

300

Список литературы

- [1] Горностаев А. И. Особенности обеспечения помехоустойчивости интерфейсных модулей контроля температур в измерительных приборах космических аппаратов // Космические аппараты и технологии. 2021. Т. 5. № 2. С. 89–101. doi: 10.26732/j.st.2021.2.04.
- [2] Северцев В. Н., Гулякович Г. Н. Комплексная защита электронных устройств космических аппаратов от электромагнитных помех // Инженерный вестник Дона. 2017. № 2.
- [3] ГОСТ Р 56530-2015. Совместимость космической техники электромагнитная. Общие требования к бортовой кабельной сети космической техники. М. : Стандартинформ, 2016.
- [4] Иванов А. А., Комнатнов М. Е. Обзор аналитических моделей для оценки эффективности экранирования металлических корпусов на основе метода эквивалентной цепи // Системы управления, связи и безопасности. 2019. № 2. С. 110–142. doi: 10.24411/2410-9916-2019-10206.
- [5] Актуальные вопросы оценки эффективности экранирования высокочастотных кабелей [Электронный ресурс]. URL: www.elec.ru/publications/peredacha-raspredelenie-i-nakoplenie-elektroenergi/3934/ (дата обращения: 15.09.2022).
- [6] ГОСТ Р 54429-2011. Кабели связи симметричные для цифровых систем передачи. Общие технические условия. М. : Стандартинформ, 2012.
- [7] Жгун Д. В. Электромагнитная совместимость высоковольтной техники : учеб. пособие. Томск : Изд-во Томского политехнического университета, 2008. 150 с.
- [8] Francis C. Фильтрация помех в линиях передачи сигналов и питания // РадиоЛоцман. 2016. № 1. С. 54–56.
- [9] Понятие 1/f-шума и методы его устранения [Электронный ресурс]. URL: www.radioprogram.ru/post/868 (дата обращения: 15.09.2022).
- [10] Артюшенко В. М., Енютин К. А., Буткевич М. Н. Анализ эффективности уменьшения межкабельных переходных помех в экранированных кабельных системах // Электротехнические и информационные комплексы и системы. 2009. Т. 5. № 1. С. 19–23.
- [11] Скрутка групп симметричных кабелей связи [Электронный ресурс]. URL: www.infopedia.ru/14x11407.html (дата обращения: 15.09.2022).
- [12] Кабельные линии связи [Электронный ресурс]. URL: www.si-blec.ru/telekommunikatsii/elektricheskie-napravlyayushchie-sistemy/2-kabelnye-linii-svyazi (дата обращения: 15.09.2022).
- [13] Защищенность пары и четверки в кабелях связи [Электронный ресурс]. URL: www.izmer-ls.ru/para.html (дата обращения: 15.09.2022).

MEASURES FOR ATTENUATION OF INTERFERENCE AT THE LEVEL OF DESIGN OF THE MEASURING SYSTEM OF SPACECRAFT

A. I. Gornostaev

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

One of the primary tasks in the development of temperature control interface modules used as part of onboard equipment for measuring systems on spacecraft for various purposes is to

justify a set of measures to ensure their noise immunity, taken at the levels design of the measuring system, measuring device and temperature control interface module. Such a justification involves an assessment of the effectiveness of possible methods for attenuating various types of interference affecting the measuring system, which determine the electromagnetic environment on the spacecraft. The article is devoted to the consideration of interference mitigation measures at the design level of the measuring system, which should be taken to ensure the required noise immunity of the temperature control interface module in combination with measures taken at other design levels. It is shown that in order to ensure the required noise immunity of the temperature control interface modules, it is necessary at the level of the measuring system design to provide for measures to mitigate interference in the power cable and in the measuring cables. In the power cable, it is possible to attenuate interference by reducing the impedance of the common electrostatic shield and the resistance of the connection of the wires of the on-board power buses, as well as by twisting the wires in the form of a twisted pair. In measuring cables, it is possible to attenuate interference by reducing the impedance of the common electrostatic shield and the resistance of communication wires of communication lines, introducing an additional electrostatic shield for individual groups of wires of communication lines, and using pair or quadruple twist in individual groups of wires.

Keywords: measuring instrument, temperature control, thermal resistance converter, electromagnetic field, noise immunity, attenuation of interference, cable shielding, twisting wires.

References

- [1] Gornostaev A. I. *Osobennosti obespecheniya pomexoustojchivosti interfejsnyh modulej kontrolya temperatur v izmeritel'nyh priborah kosmicheskikh apparatov* [Features of ensuring noise immunity of interface modules for temperature control in measuring instruments of spacecraft] // *Spacecraft & Technologies*, 2021, vol. 5, no. 2, pp. 89–101. doi: 10.26732/j.st.2021.2.04. (In Russian)
- [2] Severtsev V. N., Gulyakov G. N. *Kompleksnaya zashchita elektronnykh ustroystv kosmicheskikh apparatov ot elektromagnitnykh pomekh* [Comprehensive protection of electronic devices of spacecraft from electromagnetic interference] // *Engineering Bulletin of the Don*, no. 2, 2017. (In Russian)
- [3] *GOST R 56530-2015. Sovmestimost' kosmicheskoy tekhniki elektromagnitnaya. Obshchiye trebovaniya k bortovoy kabel'noy seti kosmicheskoy tekhniki* [State Standard R 56530-2015. Electromagnetic compatibility of space technology. General requirements for onboard cable network of space vehicles]. Moscow, Standartinform, 2016. (In Russian)
- [4] Ivanov A. A., Komnatnov M. E. *Obzor analiticheskikh modeley dlya otsenki effektivnosti ekranirovaniya metallicheskih korpusov na osnove metoda ekvivalentnoy tsepi* [The analytical models review for metal enclosures shielding effectiveness estimating based on the equivalent circuit method] // *Systems of Control, Communication and Security*, 2019, no. 2, pp. 110–142. doi: 10.24411/2410-9916-2019-10206. (In Russian)
- [5] *Aktual'nye voprosy ocenki effektivnosti ekranirovaniya vysokochastotnykh kabelej* [Actual issues of evaluating the effectiveness of shielding of high-frequency cables]. Available at: www.elec.ru/publications/peredacha-raspredelenie-i-nakoplenie-elektroenergi/3934/ (accessed 15.09.2022). (In Russian)
- [6] *GOST R 54429-2011. Kabeli svyazi simmetrichnyye dlya tsifrovyykh sistem peredachi. Obshchiye tekhnicheskiye usloviya* [Symmetrical telecommunication cables for digital communication. General specifications]. Moscow, Standartinform, 2012. (In Russian)
- [7] Zhgun D. V. *Elektromagnitnaya sovместimost' vysokovol'tnoy tekhniki* [Electromagnetic compatibility of high-voltage equipment]. Tomsk, Publishing House of the Tomsk Polytechnic University, 2008, 150 p. (In Russian)
- [8] Francis C. *Fil'tratsiya pomekh v liniyakh peredachi signalov i pitaniya* [Noise filtering in signal and power transmission lines] // *RadioLotsman*, 2016, no. 1, pp. 54–56. (In Russian)
- [9] *Ponyatie 1/f-shuma i metody ego ustraneniya* [Concept of 1/f-noise and methods of its elimination]. Available at: www.radiopro.ru/post/868 (accessed 15.09.2022). (In Russian)
- [10] Artyushenko V. M., Enyutin K. A., Butkevich M. N. *Analiz effektivnosti umen'sheniya mezhkabel'nykh perekhodnykh pomekh v ekranirovannykh kabel'nykh sistemakh* [Analysis of the effectiveness of reducing inter-cable crosstalk in shielded cable systems] // *Electrotechnical and information complexes and systems*, 2009, vol. 5, no. 1, pp. 19–23. (In Russian)
- [11] *Skrutka grupp simmetrichnykh kabelej svyazi* [Twisting groups of symmetrical communication cables]. Available at: www.infopedia.ru/14x11407.html (accessed 15.09.2022). (In Russian)
- [12] *Kabel'nye linii svyazi* [Cable communication lines]. Available at: www.siblec.ru/telekommunikatsii/elektricheskie-napravlyayushchie-sistemy/2-kabelnye-linii-svyazi (дата обращения: 15.09.2022). (In Russian)

- [13] *Zashchishchennost' pary i chetverki v kabelyah svyazi* [The security of a pair and a quad in communication cables]. Available at: www.izmer-ls.ru/para.html (accessed 15.09.2022). (In Russian)

Сведения об авторе

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

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 spacecrafts.technologies@yandex.ru.

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

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

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

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

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

Требования к составу и расположению элементов оформления научной статьи:

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



Балтийский государственный
технический университет

«**ВОЕНМЕХ**»

им. Д.Ф. Устинова

90 ЛЕТ

«**ВОЕНМЕХ**» сегодня – это технический университет оборонного профиля, в котором осуществляется подготовка по всем основным направлениям подготовки оборонно-технического и аэрокосмического профиля специальностям. Университет занимает одно из первых мест в России среди вузов по успешности выпускников.

Отличительная особенность **Военмеха** – целенаправленное внедрение в учебный процесс результатов научных исследований, которые ведутся не только сотрудниками, но и студентами.



www.voenmeh.ru

