ISSN 2618-7957 OCOMPACE OF A COMPACE OF A C

КА «Глонасс-К2» Разработчик и производитель АО «ИСС»



Технологическая платформа



Национальная Информационная Спутниковая Система №4 (38) 2021 Деятельность технологической платформы «Национальная информационная спутниковая система» направлена на скоординированное решение комплекса образовательных, научных, технических, технологически и экономических проблем создания и использования перспективных космических систем и комплексов.

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

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

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

Сайт ТП «НИСС»: tp.iss-reshetnev.ru



Том 5

№ 4 (38) 2021

Выходит один раз в три месяца

Красноярский край Железногорск

Космические аппараты и технологии

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

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

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

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

> 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

Редакционная коллегия

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

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

> Симунин Михаил Максимович канд. техн. наук, доцент (Красноярск) Смотров Андрей Васильевич канд. техн. наук (Жуковский)

Сухотин Виталий Владимирович канд. техн. наук, доцент (Красноярск) Хартов Станислав Викторович канд. техн. наук (Красноярск) Ежеквартальный научный журнал

Издается с 2012 года

ISSN 2618-7957

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

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

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

(свидетельство ПИ № ФС77-72862 от 22.05.2018 г.)

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

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

Тематические направления журнала:

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

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

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

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

Подписной индекс журнала в каталоге «Пресса России» 39491 Тираж 200 экз. Заказ 15194 Дата выхода в свет 24.12.2021

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

Свободная цена

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

Spacecrafts & Technologies

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

PhD in Engineering, Associate Professor (Russian Federation)

Scientific guarterly journal Published since 2012

ISSN 2618-7957

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

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

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

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

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

The journal sections:

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

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

The publication of manuscripts is free of charge.

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

Contents



В номере

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

М. А. Дремухин, В. Н. Наговицин РАЗРАБОТКА И МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕМЕТАЛЛИЧЕСКОЙ ФОРМООБРАЗУЮЩЕЙ ОСНАСТКИ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ РЕФЛЕКТОРОВ СПУТНИКОВЫХ АНТЕНН

С. А. Кабанов, Д. С. Кабанов ОПТИМАЛЬНОЕ РАСКРЫТИЕ СПИЦ КРУПНОГАБАРИТНОГО ТРАНСФОРМИРУЕМОГО РЕФЛЕКТОРА ПО ИЕРАРХИИ КРИТЕРИЕВ

> Е.Б. Коротков, О.В. Широбоков, С.А. Матвеев, З.А. Юдина ОБЗОР ЭЛЕКТРОНАСОСНЫХ АГРЕГАТОВ СИСТЕМ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

А.В.Иванов, С.А.Зоммер АНАЛИЗ ПРОЦЕССА РАСКРЫТИЯ ЗОНТИЧНОГО РЕФЛЕКТОРА НА СТЕНДЕ С АКТИВНОЙ СИСТЕМОЙ ОБЕЗВЕШИВАНИЯ

Ю. А. Жуков, Е. Б. Коротков, С. А. Матвеев, Н. С. Слободзян, О. В. Широбоков ВИБРОЗАЩИТА ПРЕЦИЗИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ ВНУТРЕННИХ ИСТОЧНИКОВ ВОЗМУЩЕНИЙ

НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

- **Н. Н. АВТОНОМОВ, А. В. ТОЛОЛО** ВЛИЯНИЕ РАДИУСА ШАРА ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ МАТЕРИАЛОВ С ПОМОЩЬЮ УПРУГОПЛАСТИЧЕСКОГО ИНДЕНТИРОВАНИЯ
 - А.В.Сибиряков ВОЛНОВАЯ ТЕОРИЯ СЛОИСТЫХ ПЛАСТИН С ПРИБЛИЖЕННЫМ УЧЕТОМ ПОПЕРЕЧНОГО СДВИГА

космическое приборостроение

А. Д. Губарев, И. Л. Ящук, Я. В. Хилинская ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ СПУТНИКОВОЙ АППАРАТУРЫ ДИСТАНЦИОННОГО МОНИТОРИНГА ВОДНОЙ ПОВЕРХНОСТИ

ROCKET AND SPACE EQUIPMENT

- 183 M. A. Dremukhin, V. N. Nagovitsin DEVELOPMENT AND MODELING OF NON-METALLIC FORM-FORMING RIGGER FOR MANUFACTURE OF POLYMER COMPOSITION REFLECTORS FOR SATELLITE ANTENNAS
- 191 S. A. Kabanov, D. S. Kabanov OPTIMAL DEPLOYMENT OF THE SPOKE OF A LARGE-SIZED TRANSFORMABLE REFLECTOR ACCORDING TO THE HIERARCHY OF CRITERIA
- 198 E. B. Korotkov, O. V. Shirobokov,
 S. A. Matveev, Z. A. Yudina
 OVERVIEW OF ELECTRIC PUMP UNITS FOR
 SPACECRAFT THERMAL CONTROL SYSTEMS
- 208 A. V. Ivanov, S. A. Zommer ANALYSIS OF THE UMBRELLA-TYPE REFLECTOR OPENING PROCESS ON A STAND WITH AN ACTIVE GRAVITY COMPENSATION SYSTEM
- 217 Yu. A. Zhukov, E. B. Korotkov, S. A. Matveev, N. S. Slobodzyan, O. V. Shirobokov PROTECTION OF PRECISION SPACECRAFT EQUIPMENT FROM INTERNAL SOURCES OF VIBRATION

NEW MATERIALS AND TECHNOLOGIES IN SPACE EQUIPMENT

- 227 N. N. Avtonomov, A. V. Tololo DETERMINATION OF THE OPTIMUM BALL RADIUS FOR RESEARCHING MATERIALS USING BALL INDENTING
- 233 A. V. Sibiryakov WAVE THEORY OF THE LAMINATED PLATES WITH APPROXIMATE CONSIDERATION OF THE TRANSVERSE SHEAR

SPACE INSTRUMENT ENGINEERING

242 A. D. Gubarev, I. L. Yaschuk, Ya. V. Khilinskaya THE RELIABILITY EVALUATION OF THE WATER SURFACE REMOTE MONITORING SATELLITE EQUIPMENT

182

УДК 621.777 DOI 10.26732/j.st.2021.4.01

РАЗРАБОТКА И МОДЕЛИРОВАНИЕ НЕМЕТАЛЛИЧЕСКОЙ ФОРМООБРАЗУЮЩЕЙ ОСНАСТКИ ДЛЯ ИЗГОТОВЛЕНИЯ ПОЛИМЕРНЫХ КОМПОЗИЦИОННЫХ РЕФЛЕКТОРОВ СПУТНИКОВЫХ АНТЕНН

М. А. Дремухин⊠, В. Н. Наговицин

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

Сокращение сроков проведения прочностного анализа конструкции в процессе изготовления формообразующей оснастки с использованием современных инструментов виртуального компьютерного проектирования и моделирования, а именно математического 3D-моделирования, в условиях мелкосерийного производства с применением аддитивных технологий является основной задачей. При помощи числовой дискретизации исследуемая модель разбивается на конечное множество элементов, которые могут принимать любую форму элемента и определяться в различных системах отсчета. Это позволит приближенно численно прогнозировать поведение материала во время его деформации под действием заданных нагрузок, приложенных к 3D-модели. Применение аддитивных технологий с использованием современного компьютерного моделирования, в основе которого лежит программное обеспечение, является актуальной задачей. Такой подход позволит разработать оснастку сложной геометрической формы, минуя стадии написания управляющих программ и выполнения трудоемких операций по первичной обработке изделия. В основе данного метода лежит процесс построения 3D-модели формообразующей оснастки, повторяющей форму отражающей поверхности рефлектора, с применением модифицированных высокотемпературных инженерных пластиков. Показан процесс оценки эффективности разрабатываемой модели на основе проведения прочностных расчетов запаса прочности, деформации, статического напряжения и перемещения. Результаты работы могут быть использованы при проектировании и изготовлении размеростабильных изделий сложной геометрической формы из неметаллических материалов, применяемых в аэрокосмической промышленности.

Ключевые слова: формообразующая оснастка, аддитивная технология, 3D-модель, математическое моделирование.

Введение

Постоянное совершенствование конструкций и ужесточение требований к радиотехническим характеристикам спутниковых антенн ставят серьезные задачи перед технологией их производства [1]. К конструкциям таких изделий предъявляются высокие требования по жесткости и размеростабильности при работе в широком диапазоне температур ± 125 °C, обусловленные четкой ориентацией антенн и обеспечением точности геометрии рабочей поверхности рефлектора. Максимальная погрешность отражающей поверхности должна составлять не более десятых или даже сотых долей миллиметра, в зависимости от длины волны, при эксплуатации на орбите в экстремальных условиях космического пространства [2–4]. В основе формы рефлектора лежит, как правило, параболоид вращения с различными фокусными расстояниями или вырезка из такого параболоида с круглой или эллиптической диаграммой направленности [5].

Если стабильность геометрии рефлектора из полимерных материалов определяется конструкцией и технологией его изготовления [6; 7], то от конструкции и свойств выбранного материала формообразующей оснастки зависит первоначальная форма получаемого изделия, которая должна обеспечивать точность заданной геометрической формы и качество отражающей поверхности рефлектора на протяжении всего производственного процесса, а значит должна быть выполнена с еще более высоким допуском по точности

[🖂] d-max_70@mail.ru

[©] Ассоциация «ТП «НИСС», 2021



рабочей поверхности, чем получаемое с помощью нее изделие.

Для процесса проектирования силовой конструкции, прежде всего на ранних этапах – технических предложений и эскизного проекта, широко применяются математические модели различной структуры [8–10].

С помощью компьютерного проектирования и моделирования, через совокупность абстрактных параметров и понятий, удается достаточно точно отображать и рассчитывать свойства протекающего процесса исследуемой силовой конструкции. Данный метод моделирования получил широкое применение на самых ранних стадиях проектирования, особенно эффективно применяется в условиях единичного и мелкосерийного производства. Это дает возможность определения наиболее рациональных параметров силовой конструкции схемы фиксации проектируемой модели, а также позволяет избежать грубых ошибок при проектировании. При этом у конструкторов-проектировщиков появляется возможность, даже при отсутствии достаточного опыта, рассматривать и внедрять относительно новые требования и иные инновационные решения в разрабатываемую конструкцию [11-13].

Непрерывное совершенствование объектов производства в значительной степени обеспечивается прогрессивной технологической оснасткой, создание которой без новых специальных материалов на определенном этапе становится невозможным. Поэтому длительное использование в производстве технологической оснастки, изготовленной из одних и тех же морально устаревших материалов, становится тормозом технического прогресса [14].

1. Постановка задачи

Оснастка должна быть изготовлена при помощи трехмерной печати по технологии FDM (Fused Depsition Modelling) с использованием 3D-принтеров за счет расплавления нити пластика в экструдере и послойного выращивания изделия путем наплавления материала на рабочую поверхность слой за слоем, воссоздавая желаемую форму электронной модели из выбранного материала [15].

Поэтому проектирование оснастки ведется с учетом ее изготовления при помощи 3D-печати с применением автоклавного метода полимеризации при температуре до 130 °С и рабочем давлении на поверхность формообразующей оснастки в 0,9 МПа. Это дает возможность формования цельных рефлекторов диаметром до 3500 мм из полимерных композиционных материалов (ПКМ) по технологии Resin Transfer Molding (пропитка под давлением) для единичного и мелкосерийного производства. Основные этапы математического 3D-моделирования:

1. Создание виртуальной 3D-модели для выполнения прочностного анализа конструкции.

2. Подбор материала для изготовления и моделирования проектируемой оснастки.

3. Выбор схемы приложения нагрузки и плоскости для крепления 3D-модели.

2. Описание построенной конструкции 3D-модели

Для определения прочностных свойств проектируемой оснастки и моделирования процесса нагрузок, которые действуют на ее рабочую поверхность в процессе эксплуатации, была построена ее 3D-модель в программе SolidWorks, рабочая поверхность которой соответствует заданной форме отражающей поверхности рефлектора. Конструктивная схема приведена на рис. 1.



Рис. 1. 3D-модель оснастки

Оснастка состоит из формообразующей поверхности (ФОП), которая включает в себя формообразующую криволинейную часть толщиной 16 мм, повторяющую геометрию изделия с технологическим припуском и переходящую во вспомогательную прямолинейную часть, которая заканчивается бортом. ФОП оснастки устанавливается на опорную структуру, с тыльной стороны которой вдоль линии, эквидистантой границе перехода криволинейной части в прямолинейную, установлено основание с толщиной стенки 60 мм и выполненными технологическими отверстиями в виде треугольников для облегчения веса конструкции. Рабочая поверхность оснастки устанавливается на поддерживающий каркас, который состоит из ребер жесткости с толщиной стенки одного ребра в 35 мм. Конструкция силового каркаса изображена на рис. 2. Основные параметры оснастки: формообразующая поверхность с отбортовкой имеет диаметр 3760 мм с площадью рабочей поверхности 102 тыс. мм² и высотой 750 мм.

Такая конструкция позволит равномерно распределить перемещения и напряжения от действующих нагрузок в процессе изготовления рефлектора по всей ФОП. А каркас из ребер в виде решетки обеспечивает дополнительную жесткость и прочность конструкции для формирования на ней изделий из ПКМ. Разработка и моделирование неметаллической формообразующей оснастки



Рис. 2. Поддерживающий каркас из ребер жесткости

3. Выбор материала для проектируемой оснастки

При подборе материала необходимо обеспечить лучшее соотношение показателей его качества с весьма противоречивыми свойствами, удовлетворяющим заданным требованиям для проектируемой оснастки. При единичном и мелкосерийном производстве важными критериями оценки являются сроки изготовления и себестоимость продукции. Выбранный материал изготавливаемого рефлектора и оснастки должен быть совместим по температурному коэффициенту линейного расширения, обладать высокой жесткостью и прочностью на разрыв. Сочетание данных показателей сильно повысит геометрическую точность и поможет избавиться от коробления.

С учетом перечисленных выше требований для изготовления формообразующей оснастки были применены модифицированные высокотемпературные инженерные пластики, а именно филаменты на основе полиамида с наполнителем в виде углеволокна марки PA12CF. Данный материал подходит для печати на 3D-принтерах по технологии FDM/FFF, может применяться в машиностроении, инженерии, подходит для применения в жестких агрессивных условиях с воздействием высоких нагрузок. Материал представляет собой композитный пластик из полиамида-12, армированный углеродными волокнами. Основные показатели материала приведены в табл. 1.

Таблица 1

Свойство	Значение	Единицы измерения
Модуль упругости	7,5	ГПа
Коэффициент Пуассона	0,38	
Модуль сдвига	2880	МПа
Массовая плотность	1100	кг/м ³
Предел прочности при растяжении	76	МПа
Предел текучести	64	МПа
Коэффициент теплового расширения	10-6	C-1
Теплопроводность	0,3	Bт/(м·К)
Удельная теплоемкость	1700	Дж/(кг•К)

Основные показатели материала

4. Процесс моделирования нагрузки

Поскольку оснастка обладает значительными габаритами и, как следствие, массой и подвергается в процессе эксплуатации операциям перемещения и нагрева, производится также оценка весовых и термических деформаций. Прочностной расчет смоделированной оснастки был производен с помощью конечно-элементного моделирования в программе SolidWorks Simulation. Для расчета значений деформации в рабочем положении во время полимеризации использованы объемные 10-ти узловые тетраэдры. Поверхность 3D-модели в виртуальном пространстве разбивается на множество элементов в виде треугольников, тем самым образуя сетку по всему контуру модели. При пересечении границ элементов образуются узлы, выбранное число узлов – 15862, число элементов – 18042, выбранное количество пересечений позволит с меньшей долей вероятности допустить ошибку при расчетах.

К расчетной схеме смоделированной оснастки прикладывались следующие нагрузки:

• воздействие температуры в 140 °С на всю модель оснастки;

• нагрузка от рабочего давления;

 нагрузка от массы изготавливаемого рефлектора;

• нагрузка от собственного веса оснастки.

Таким образом, суммарная нагрузка составила 1100 МПа. Действие нагрузки равномерно распределено по рабочей поверхности оснастки и совпадает с направлением действия силы тяже-



сти вдоль оси ОҮ, схема нагружения приведена на рис. 3, схема крепления модели с опорой по всей плоскости соприкосновения для «фиксации» граней модели представлена на рис. 4. Данная плоскость предназначена для установки на ровную поверхность, например, пол, и перемещение которой в ходе анализа должно быть строго ограничено. Программа находит общий вектор узловых перемещений, затем определяет элементные векторы узловых перемещений, через которые с помощью интерполяции функции формы рассчитываются перемещения заданных точек путем пересечения их с элементами по всей конструкции модели.

186



Рис. 3. Схема нагружения оснастки

запаса прочности в различных точках модели. При этом запас прочности определяется отношением фактического напряжения к пределу текучести выбранного материала. По распределению цвета и его интенсивности можно отследить, в каких точках величина запаса прочности в модели оснастки испытывает наибольшее и наименьшее значение от воздействия на нее приложенных нагрузок. Обозначение нагрузок и крепления для лучшего визуального анализа результата сделаны невидимыми.



Рис. 5. Вид со стороны формообразующей поверхности



Рис. 4. Схема фиксации граней оснастки

По результатам математического моделирования были получены следующие результаты:

На рис. 5 и 6 изображена эпюра статического узлового напряжения, которая определяет интенсивность распределения внутренних сил по конструкции модели, тем самым показывая взаимодействие материальных частиц материала внутри тела расчетной модели. По величине перемещения частиц можно судить о возможности нарушения целостности конструкции и о величине



Рис. 6. Вид со стороны ребер жесткости

На основе численных расчетов можно сделать вывод: максимальные напряжения возникают в местах соединения борта формообразующей поверхности с основанием оснастки и достигают 1,944 МПа, а в центре модели напряжения стремятся к минимуму и достигают 0,025 МПа. По величине максимального напряжения можно судить о показателе запаса прочности, который на порядок больше чем 1,0, это значит, что выбранный материал по всей конструкции модели под действием приложенных нагрузок не достиг предела текучести.

Разработка и моделирование неметаллической формообразующей оснастки

Эпюра статического перемещения, которая изображена на рис. 7 и 8, показывает, во сколько раз было изменено положение в пространстве всего изделия или его элемента конструкции.



Рис. 7. Вид со стороны формообразующей поверхности



Рис. 8. Вид со стороны ребер жесткости

На основе численных расчетов можно сделать вывод: максимальное перемещение (поверхность красной зоны) имеет отбортовка оснастки, наибольшее значение которой составляет 0,064 мм. Поверхность желтой зоны равномерно распределена по всей формообразующей поверхности и имеет значение 0,035 мм. Минимальное значение перемещения имеет поверхность, которая предназначена для установки оснастки на ровную плоскость, ее значение составляет 0,006 мм.

При эксплуатации оснастки обязательным является использование трех опор, расположенных в местах пересечения ребер на диаметре 1920 мм, условная схема расположения опор изображена на рис. 9.

Деформированное состояние и область перемещения на поверхности оснастки под собственным весом показаны на рис. 10. Максимальное перемещение составляет 0,04 мм и смещено к краю отбортовки. В случае установки опор при эксплуатации в другие места эффективность силовой конструкции уменьшиться, что приведет к еще большему росту отклонений в рабочей области.

Спроектированная конструкция поддерживающего каркаса из ребер жесткости позволяет с помощью изменения толщины ребра регулировать величину деформаций в изделии. Числовое значение результатов моделирования ребер жесткости с приложением нагрузки согласно рис. 3 и рабочей температурой в 125 °C, с выбранным материалом марки PA12CF представлены в табл. 2.



Рис. 9. Расположение точек опоры оснастки



Рис. 10. Деформированное состояние оснастки

Согласно числовым результатам моделирования, представленным в табл. 2, можно сделать вывод: при увеличении числа ребер, а также их толщины, значения перемещений, напряжений и площадь их воздействия на изделие постепенно снижаются, но при этом существенно увеличивается масса получаемого изделия. По данным таблицы можно подобрать оптимальное соотношение между деформацией и массой получаемого изделия, исходя из заданных требований, предъявляемых к рефлектору антенны.



Таблица 2

(+127)

	N⁰	Количество ребер, шт.	Толщина ребра, мм	Максимальное перемещение, мм	Максимальное напряжение, МПа	∑ площадь воздей- ствия максимального перемещения, мм ²	Вес, кг
	1	16	20	0,097	1,33	26790	1297
	2		25	0,082 (-0,015)	1,13 (-0,2)	14840 (-11950)	1419 (+122)
	3		30	0,074 (-0,008)	1,00 (-0,13)	6680 (-8160)	1539 (+120)
	4		35	0,065 (-0,009)	0,89 (-0,11)	5030 (-1650)	1657 (+118)
	5		40	0,060 (-0,005)	0,79 (-0,1)	4580 (-450)	1774 (+117)
	6		45	0,055 (-0,005)	0,73 (-0,06)	4230 (-350)	1889 (+115)
	1		20	0,082	1,10	45990	1428
	2		25	0,071 (-0,011)	0,92 (-0,18)	20450 (-25540)	1488 (+135)
	3		30	0,062 (-0,009)	0,80 (-0,12)	14630 (-5820)	1621 (+133)
	4	18	35	0,056 (-0,006)	0,72 (-0,08)	13380 (-1250)	1752 (+131)
	5		40	0,051 (-0,005)	0,66 (-0,06)	8860 (-4520)	1881 (+129)
6			45	0,047 (-0,004)	0,61 (-0,05)	5770 (-3090)	2008

Результаты моделирования

Примечание:

В скобках указана разница от предыдущего значения.

Масса изделия указана при 100 % заполнении пластиком.

Заключение

В данной статье рассмотрен процесс моделирования формообразующей оснастки для ее изготовления при помощи трехмерной печати по технологии FDM/FFF из высокотемпературных пластиков, спроектирована 3D-модель.

По результатам моделирования видно, что спроектированная конструкция позволяет равномерно распределить перемещения по всей ФОП оснастки, при этом максимальные значения напряжений и перемещений смещены на отбортовку. Каркас из ребер в виде решетки равномерно распределяет по всем ребрам жесткости рабочее давление от прикладываемой нагрузки и обеспечивает приемлемый уровень деформации под собственным весом оснастки, который не приводит к значительным геометрическим изменениям рабочей поверхности, формируемых на ней изделий из ПКМ.

Таким образом, описанный подход к моделированию и изготовлению конструкции даст возможность создавать и рассчитывать объемные 3D-модели со сложной геометрической формой и на ранних этапах достаточно точно отображать свойства исследуемой силовой конструкции. Тем самым позволит определить рациональные параметры конструктивно-силовой схемы и в дальнейшем избежать ошибок при проектировании формообразующей оснастки.

Список литературы

[1] Моделирование прецизионных антенных рефлекторов из полимерных композиционных материалов : отчет о НИР (промежуточ.) / НИ ТГУ ; рук. Пономарев С. В.; исполн. : Бельков А. В. [и др.]. Томск, 2013. 454 с.

[2] Поляк В. С., Бервалдс Э. Я. Прецизионные конструкции зеркальных радиотелескопов : учеб.-метод. пособие.

Разработка и моделирование неметаллической формообразующей оснастки

Рига : Зинатне, 1990. 526 с.

- [3] Кочержский Г. Н. Антенно-фидерные устройства : учеб. для вузов. М. : Радио и связь, 1981. 280 с.
- [4] Imbriale W. A., Gao S., Boccia L. Space Antenna Handbook. United Kingdom. John Wiley & Sons Ltd. 2012. 744 p.
- [5] Чеботарев В. Е., Косенко В. Е. Основы проектирования космических аппаратов информационного обеспечения : учеб. пособие ; Сиб. гос. аэрокосм. ун-т. Красноярск, 2011. 488 с.
- [6] Крыжановский В. К., Николаев А. Ф. Технология полимерных материалов : учеб. пособие. СПб. : Профессия, 2008. 544 с.
- [7] Кербер М. Л., Виноградов В. М., Головкин Г. С., Берлин А. А. Полимерные композиционные материалы: свойства, структура, технология. СПб. : Профессия, 2008. 560 с.
- [8] Резник С. В., Просунцов П. В., Азаров А. В. Обоснование конструктивно-компоновочной схемы рефлектора зеркальной космической антенны с высокой стабильностью формы и малой погонной плотностью // Инженернофизический журнал. 2015. Т. 88. № 3. С. 674–680.
- [9] Рудаков К. Н. Femap 10.2.0. Геометрическое и конечно-элементное моделирование конструкций. Киев : КПИ, 2011. 317 с.
- [10] Clough R. W. The finite element method in plane stress analysis // J. Struct. Div. ASCE. Proc. 2nd A. S. C. E. Conf. on Electronic Computation. 1960. pp. 345–378.
- [11] Вержбицкий В. М. Основы численных методов : учеб. для вузов. М. : Высш. шк., 2005. 840 с.
- [12] Алямовский А. А. SolidWorks 2007/2008. Компьютерное моделирование в инженерной практике. СПб. : БХВ-Петербург, 2008. 1040 с.
- [13] Шимкович Д. Г. Расчет конструкций в MSC/NASTRAN for Windows : учеб. пособие. М. : ДМК Пресс, 2003. 448 с.
- [14] Боголюбов В. С. Формообразующая оснастка из полимерных материалов. М. : Машиностроение, 1979. 183 с.
- [15] Зотов О. Ю., Фролов Д. А. Особенности метода изготовления изделий путем послойного наплавления материала // Ученый XXI века. 2016. № 1 (14). С. 7–11.

DEVELOPMENT AND MODELING OF NON-METALLIC FORM-FORMING RIGGER FOR MANUFACTURE OF POLYMER COMPOSITION REFLECTORS FOR SATELLITE ANTENNAS

M. A. Dremukhin, V. N. Nagovitsin

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

Reducing the time for carrying out the strength analysis of a structure in the process of manufacturing shaping tooling using modern tools of virtual computer design and modeling, namely mathematical 3D modeling in a small-scale production with the use of additive technologies, is the main task. With the help of numerical discretization, the investigated model is divided into a finite set of elements, which can take any form of the element and be defined in different reference systems. This will make it possible to predict approximately numerically the behavior of the material during its deformation under the action of the given loads applied to the 3D model. The use of additive technologies with the use of modern computer modeling, which is based on software, is an urgent task. This approach will make it possible to develop equipment with a complex geometric shape, by passing the stage of writing control programs and performing labor-intensive operations for the primary processing of the product. This method is based on the process of constructing a 3D model of the shaping tooling that repeats the shape of the reflective surface of the reflector, using modified high-temperature engineering plastics. The process of evaluating the effectiveness of the developed model is shown on the basis of strength calculations, safety factor, deformation, static stress and displacement. The results of the work can be used in the design and manufacture of dimensionally stable products of complex geometric shapes from non-metallic materials used in the aerospace industry.

Keywords: molding equipment, additive technology, 3D model, mathematical modeling.

References

- Ponomarev S. V., Belkov A. V. Modelirovanie precizionnyh antennyh reflektorov iz polimernyh kompozicionnyh materialov [Modeling precision antenna reflectors made of polymer composite materials]. Tomsk, NI TSU, 2013, 454 p. (In Russian)
- [2] Polyak V. S., Bervalds E. Ya. *Precizionnye konstrukcii zerkal'nyh radioteleskopov* [Precision designs of mirror radio telescopes]. Riga, Zinatne, 1990, 526 p. (In Russian)
- [3] Kocherzhsky G. N. *Antenno-fidernye ustrojstva* [Antenna-feeder devices]. Moscow, Radio and communication, 1981, 280 p. (In Russian)
- [4] Imbriale W. A., Gao S., Boccia L. Space Antenna Handbook. United Kingdom, John Wiley & Sons Ltd, 2012, 744 p.
- [5] 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)
- [6] Kryzhanovsky V. K., Nikolaev A. F. *Tekhnologiya polimernyh materialov* [Technology of polymeric materials]. St. Petersburg, Profession, 2008, 544 p. (In Russian)
- [7] Kerber M. L., Vinogradov V. M., Golovkin G. S., Berlin A. A. Polimernye kompozicionnye materialy: svojstva, struktura, tekhnologiya [Polymer composite materials: properties, structure, technology]. St. Petersburg, Profession, 2008, 560 p. (In Russian)
- [8] Reznik S. V., Primaysov P. V., Azarov A. V. Obosnovanie konstruktivno-komponovochnoj skhemy reflektora zerkal'noj kosmicheskoj antenny s vysokoj stabil'nost'yu formy i maloj pogonnoj plotnost'yu [Substantiation of the design-layout diagram of the reflector of a reflector space antenna with high shape stability and low linear density] // Engineering Journal, 2015, vol. 88, no. 3, pp. 674–680. (In Russian)
- [9] Rudakov K. H. Femap 10.2.0. Geometricheskoe i konechno-elementnoe modelirovanie konstrukcij [Femap 10.2.0. Geometric and finite element modeling of structures]. Kiev, KPI, 2011, 317 p. (In Russian)
- [10] Clough R. W. The finite element method in plane stress analysis // J. Struct. Div., ASCE, Proc. 2nd A. S. C. E. Conf. on Electronic Computation, 1960, pp. 345–378.
- [11] Verzhbitsky V. M. Osnovy chislennyh metodov [Fundamentals of Numerical Methods]. Moscow, High School, 2005, 840 p. (In Russian)
- [12] Alyamovsky A. A. SolidWorks 2007/2008. Komp'yuternoe modelirovanie v inzhenernoj praktike [SolidWorks 2007/2008. Computer modeling in engineering practice]. St. Petersburg, BHV-Petersburg, 2008, 1040 p. (In Russian)
- [13] Shimkovich D. G. Raschet konstrukcij v MSC/NASTRAN for Windows [Structural analysis in MSC / NASTRAN for Windows]. Moscow, DMK Press, 2003, 448 p. (In Russian)
- [14] Bogolyubov B. C. Formoobrazuyushchaya osnastka iz polimernyh materialov [Form-forming equipment made of polymeric materials]. Moscow, Mechanical Engineering, 1979, 183 p. (In Russian)
- [15] Zotov O. Yu., Frolov D. A. Osobennosti metoda izgotovleniya izdelij putem poslojnogo naplavleniya materiala [Features of the method of manufacturing products by layer-by-layer fusion of material] // Scientist of the XXI century, 2016, no. 1 (14), pp. 7–11. (In Russian)

Сведения об авторах

Дремухин Максим Андреевич – инженер АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Окончил Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва в 2018 году. Область научных интересов: разработка и проектирование крупногабаритных изделий.

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 государственный университет имени М. Горького в 1977 году. Область научных интересов: механика композиционных материалов. УДК 517.977.5-629.783 DOI 10.26732/j.st.2021.4.02

ОПТИМАЛЬНОЕ РАСКРЫТИЕ СПИЦ КРУПНОГАБАРИТНОГО ТРАНСФОРМИРУЕМОГО РЕФЛЕКТОРА ПО ИЕРАРХИИ КРИТЕРИЕВ

С. А. Кабанов⊠, Д. С. Кабанов

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

В статье рассматривается процесс управления угловым движением спицы крупногабаритного рефлектора космического базирования с учетом изгибных колебаний. В настоящее время антенны больших размеров активно используются для приема и передачи данных. При выводе больших конструкций в космос возникает задача надежного разведения спиц, так как они уложены в малый объем для возможности установки их в ракете-носителе. Ввиду возможности возникновения различных нештатных ситуаций, таких как заклинивание элементов, зацепление сетеполотна, необходимо выполнять повторное раскрытие антенны. Поэтому важно разработать алгоритмы управления, позволяющие надежно решать задачи прямого и реверсивного движения. В процессе раскрытия и сведения элементов рефлектора появляются различные деформации в конструкции. При сведении спиц антенны поперечные колебания вносят наибольший вклад в колебательный характер переходного процесса. В настоящее время для раскрытия крупногабаритных рефлекторов применяются упруго-деформированные элементы, также используется программа управления. Это не позволяет корректировать управление при изменении условий раскрытия. В работе исследована возможность минимизации колебаний конструкции при ее раскрытии за счет применения алгоритмов оптимального управления в режиме реального времени. Прямое и реверсивное движение элементов антенны производится посредством оптимизации по иерархии из двух критериев. Приведены результаты численного моделирования оптимального поворота спицы рефлектора. Предложенный алгоритм позволяет выбирать оптимальное управление в нештатных ситуациях для различных типов крупногабаритных рефлекторов.

Ключевые слова: математическая модель, вращательное движение, моделирование процесса раскрытия спицы, крупногабаритный трансформируемый рефлектор, алгоритм последовательной оптимизации.

Введение

Антенны большого диаметра являются важными компонентами оборудования, используемого в спутниковой связи при наблюдении Земли и исследовании дальнего космоса [1–5]. Принимая во внимание ограничения по весу конструкции и объему транспортных средств, большие космические антенны должны быть спроектированы так, чтобы их можно было удобно развернуть и свернуть. Одним из видов развертываемых антенн являются сетчатые отражатели с вантовой системой задания формы радиоотражающей поверхности. Они используются для космических миссий из-за своей малой массы, высокой эффективности упаковки и крупных размеров после раскрытия [6–10]. За последние десятилетия были разработаны многие концепции и инженерные модели развертываемых антенн для удовлетворения растущих требований современных спутников связи.

На рис. 1 представлена конструкция крупногабаритного трансформируемого рефлектора (КТР), где 1 обозначает космический аппарат (КА). К нему подсоединены разворачиваемые элементы, такие как солнечные батареи 2 и облучающая система 3. Для обеспечения заданной диаграммы направленности штанга 4 выдвигает рефлектор 5 на необходимое фокусное расстояние. Отражающей поверхностью является сетеполотно 6.

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

[🖂] fedor28@list.ru

[©] Ассоциация «ТП «НИСС», 2021



NASA в открытом доступе на своем официальном сайте выкладывает отчет по эксплуатации механического оборудования [11]. Это позволяет определить проблемы, возникающие при эксплуатации систем в космическом пространстве. Отмечено, что проводка, протянутая по корпусу крупногабаритных систем, может вызывать собственные колебания. Поэтому ведутся исследования в области использования беспроводной передачи энергии. В механических системах, эксплуатируемых в космосе, важным является учет теплового расширения. Тепловые проблемы могут приводить к заклиниванию, увеличению крутящего момента, вызывать дополнительную вибрацию.



Рис. 1. Конструкция КТР

При раскрытии КТР возможно возникновение зацеплений сетеполотна за штанги и спицы конструкции, что приводит к импульсным воздействиям на систему. В некоторых случаях зацепления необходимо прибегать к реверсивному движению раскрытия.

Поэтому встает задача поиска алгоритмов управления, позволяющих надежно раскрывать системы, а в случае появления нештатных ситуаций осуществлять свертывание конструкции до необходимых терминальных (конечных) условий. Анализ алгоритмов раскрытия спицы был приведен в работах [12; 13]. Для свертывания спицы предлагается рассмотреть иерархию из двух критериев и применение алгоритма последовательной оптимизации [14].

1. Математическая модель и постановка задачи

Для разработки алгоритмов управления рассмотрим задачу поворота спицы на заданный угол. Математическая модель данного вида движения для спицы, как однозвенной конструкции, подробно описана в [15].

Примем, что в процессе прямого движения спицы произошло заклинивание. Для приведения

спицы в заданное развернутое состояние необходимо осуществить ее реверсивное движение с последующим повторным раскрытием. Таким образом, нужно изменить положение спицы на заданный угол φ под действием силы M (рис. 2). Спица жестко закреплена одним концом к КА, вращение осуществляется под действием электрического двигателя.



Рис. 2. Сведение спицы рефлектора

Система дифференциальных уравнений, описывающая динамику спицы, имеет вид $\mathbf{X} = \mathbf{f}(\mathbf{X}, u, t)$, где $\mathbf{X} = (\phi \omega a_1 V_{1a})$ – вектор состояния процесса сведения, u – вектор управления, t – время, ϕ – угол поворота спицы, ω – угловая скорость поворота спицы, a_1 и V_{1a} – зависящие от времени изгиб и скорость изгиба спицы соответственно. В поэлементном виде система представляется следующим образом [15]:

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

где I – момент инерции спицы; E – модуль упругости; $I_{\rm изг}$ – изгибной момент инерции; ρ – плотность материала спицы; S – площадь спицы в поперечном сечении; l – координата длины спицы; M – общий момент, действующий на спицу, $M(U, \varphi, \omega) = M_{\rm n}(U) - M_{\rm Tp} - M_{\rm ynop}(\varphi, \omega) - M_{\varphi}(\varphi, \omega);$ $M_{\rm n}$ – полезный момент, создаваемый бесколлекторной машиной; U – напряжение питания бесколлекторной машины; $M_{\rm Tp}$ – момент трения; $M_{\rm ynop}$ – момент, создаваемый упором; M_{φ} – момент, создаваемый фиксатором; γ – коэффициент затухания; $h(t, l) = a_1(t)b_1(l)$ – изгиб спицы [15]; $a_i(t)$ – функции только времени t; $b_i(l)$ – функции только координаты l; $q_1 = Z_1/L$, где $Z_1 = 1,875$ и L – полная длина спицы; R_d – радиус вала двигателя.

Оптимальное раскрытие спиц крупногабаритного трансформируемого рефлектора

Управление осуществляется за счет изменения напряжения питания бесколлекторной машины $U, |U| \le U_{\text{max}} (U_{\text{max}} = 12,5 \text{ B})$. Полезный момент зависит от управления U[7]:

$$M_{\rm n} = m_{\rm o} p E_0 U \sin \vartheta / (\omega_1 X_{\rm c}),$$

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

Рассмотрим спицу как цилиндрическую трубу. Примем ее за однозвенную конструкцию.

Требуется перевести систему (1) из начального состояния X(0) в заданное конечное $X(t_f)$ при минимизации прогиба спицы h и при ограничении на напряжение питания U за конечное время t_f при отсутствии действия возмущений.

2. Алгоритм управления

Ввиду того, что терминальным (конечным) условием является перевод системы в заданное конечное состояние при минимизации колебаний конструкции при подходе спицы к упору, то в рассмотрение принимается иерархия из двух целевых функционалов. Причем в терминальную часть первого критерия входит угловая скорость для обеспечения плавного подведения спицы к заданному углу ф. Это приводит к удвоению числа уравнений по сравнению с оптимизацией по одному целевому функционалу [14; 16]. Использование на двух уровнях функционалов обобщенной работы А. А. Красовского [14; 16] позволяет уменьшить объем вычислений. В работе [14] показана целесообразность применения в этом случае упрощенного варианта решения алгоритма последовательной оптимизации, когда при рассмотрении второго уровня управление первого уровня считается реализованным. Применим этот алгоритм к решению данной задачи.

Расширим систему (1), добавив к ней уравнение U = u. Положим Y = U,

$$x = \left(\mathbf{X}^T Y\right)^T = \left(\varphi \omega a_1 V_{1a} U\right)^T,$$

 $f = (F^{T} u)^{T}$. Рассмотрим иерархию целевых функционалов вида:

 $\mathbf{V}_{f1} = 0.5\beta_2 \left[\omega(t_f) - \omega_f \right]^2$

$$J_1 = \mathbf{V}_{f1}(\mathbf{X}, t_f), \tag{2}$$

$$J_{2} = \mathbf{V}_{f2}(\mathbf{X}, t_{f}) + \int_{t_{0}}^{t_{f}} \left[f_{0}(\mathbf{X}, t) + 0.5 \left(u^{2} + u_{0}^{2} \right)^{2} k^{-2} \right] dt,$$
(3)

где

$$\mathbf{V}_{f2} = 0,5\Delta \mathbf{X}_{f}^{T} \boldsymbol{\alpha} \Delta \mathbf{X}_{f},$$
$$\boldsymbol{\alpha} = diag(\alpha_{1},\alpha_{2},\alpha_{3},\alpha_{4}),$$

где α_1 , α_2 , α_3 , α_4 , k – заданные коэффициенты; $\Delta \mathbf{X}_f = \mathbf{X}(t_f) - \mathbf{X}_f$, $\mathbf{X}_f = (\varphi_f \omega_f a_f V_{1a})^T$ – заданные конечные значения соответствующих переменных. Так как $h(t, L) = a_1(t)b_1(L)$, $V_{1a}(t, L) = V_{1a}(t)b_1(L)$, то $a_1(t) = h(t, L)/b_1(L)$ и $a_1(t_f) = h(t_f, L)/b_1(L)$.

Вычислим управление в виде $u = u_1 + u_2$, где u_1 и u_2 минимизируют критерии качества J_1 и J_2 соответственно. Примем, что на первом уровне производится подстройка прогнозирующей модели из условия минимума первого критерия так, чтобы на втором уровне можно было принять $u_1 = 0, U_m(t) = U(t) + \Delta U$.

С учетом сделанных допущений гамильтониан системы (1) примет вид $H = \mathbf{p}^T f(\mathbf{X}) + f_0$, где $\mathbf{p} = [p_{\phi} p_{\omega} p_a p_{V_a} p_U]^T$ – вектор сопряженных переменных, или

$$\begin{split} H &= p_{\phi} \omega + p_{\omega} \frac{M}{I} + p_{a} V_{1a} + \\ &+ p_{V_{a}} \left[-\frac{EI_{\text{HST}}}{\rho S} q_{1}^{4} \left[a_{1}(t) + \gamma V_{1a}(t) \right] + \frac{2}{\rho S b_{1}(l)} \frac{\partial M}{\partial l} \right] + \\ &p_{U} u + \frac{1}{2} \beta_{1} \left(\phi - \phi_{f} \right)^{2} + \frac{1}{2} \beta_{2} h^{2} + \frac{1}{2} \frac{u^{2} + u_{0}^{2}}{k^{2}}. \end{split}$$

Уравнения прогнозирующей модели при нулевом управлении [14; 16] имеют вид:

$$\varphi = \omega, \quad \omega = \frac{M_{\pi}(U) - M_{\tau p}}{I}, \quad a_1 = V_{1a},$$

$$V_{1a} = -\frac{EI_{\mu xr}}{\rho S} q_1^4 [a_1(t) + \gamma V_{1a}(t)] +$$

$$+ \frac{2}{\rho S b_1(L)} \frac{M_{\pi}(U) - M_{\tau p}}{R_d}, \quad U = 0,$$

Для сопряженных переменных получаем:

$$p_{\varphi} = -\beta_{1}(\varphi - \varphi_{f}), \quad p_{\omega} = -p_{\varphi},$$

$$p_{a} = p_{V_{1a}} \frac{EI_{\text{MST}}}{\rho S} q_{1}^{4} - \beta_{3} a_{1} b_{1}^{2},$$

$$p_{V_{a}} = -p_{a} + p_{V_{1a}} \frac{EI_{\text{MST}}}{\rho S} q_{1}^{4} \gamma,$$

$$p_{U} = -\left(p_{\omega} \frac{1}{I} + p_{V_{a}} \frac{2}{\rho S b_{1}(I) R_{d}}\right) \frac{\partial M_{n}(U)}{\partial U},$$

$$p_{\varphi}(t_{f}) = \alpha_{1} \left[\varphi(t_{f}) - \varphi_{f}\right],$$

$$p_{\omega}(t_{f}) = \alpha_{2} \left[\omega(t_{f}) - \omega_{f}\right],$$

193



Величина ΔU выбирается путем итераций из условия $V_{f1} = 0$ с точностью до малой $\sigma > 0$ интегрированием уравнений модели первого уровня на интервале $[t, t_f]$.

194

Для определения управления u_2 требуется найти p_{2U} лишь из системы уравнений подстроенной модели и системы уравнений для p_2 при $V_{f1} = 0$. То есть величину $u_1 = -k_1^2 p_{1U}$ задать в виде $-k_1^2 p_{1U} = \delta(t)\Delta U$, где $\Delta U = U_{md} - U(t)$, k_1 – коэффициент, $\delta(t)$ – дельта-функция (приближенно можно принять $\delta(t) = 1/\Delta t$, где Δt – шаг численного интегрирования системы (1)).

3. Результаты расчетов

Для сравнения разработанного алгоритма с ранее примененными к решению данной задачи [12; 13] определим начальное положение спицы при угле поворота $\phi_0 = \pi/4$, угловой скорости $\omega_0 = 0$, прогибе $h_0 = 0$ и скорости изгиба V_{1a_0} . Конечные значения угла раскрытия $\phi_f = 0$, угловой скорости $\omega_f = 0$, прогиба $h_f = 0$ и скорости изгиба V_{1a} . Примем время сведения $t_f = 90$ с, максимально допустимую амплитуду прогиба $h_{\text{max}} = 10$ мм. Значение коэффициента затухания примем γ = 0,04 с. Первая собственная частота колебаний для случая заделанного левого и свободного правого концов $\omega_{c_{H3\Gamma_1}}$. Число фаз ротора $m_3 = 2$, число пар полюсов магнитного поля p = 2, действующее значение ЭДС на обмотке статора $E_0 = 2,5$ В, синхронное сопротивление $X_c = 22 \cdot 10^{-3}$ Ом, угол рассогласования между полем ротора и статора $\vartheta = \pi/10$ при любой нагрузке, $\omega_1 = 247$ рад/с.

Были приняты следующие параметры спицы при моделировании [15]: материал АБС пластик QHF-0140, плотность материала $\rho = 1600 \text{ кг/м}^3$, модуль Юнга $E = 1,2 \cdot 10^{11}$ Па, длина спицы a = 9,75 м, масса спицы (всех вложенных звеньев) m = 32 кг. Рассматривается спица с сечением в виде кольца с внешним радиусом R = 0,26 м и внутренним радиусом r = 0,25 м. Момент инерции *I* будет равняться:

 $I = mR^2 / 2 + ma^2 / 3 = 1015,4$ кг · м².

Изгибной момент инерции:

$$I_{\rm max} = \pi R^3 \delta = 5,52 \cdot 10^{-4} {\rm M}^4,$$

где δ – толщина стенки трубы (спицы).

Моделирование проводилось методом Эйлера с шагом интегрирования $\Delta t = 0,01$ с. Расчеты показали, что при значениях параметров критерия J_2 : $\beta_1 = 0$, $\beta_2 = 3$, $\alpha_1 = 3000$, $\alpha_2 = 0$, $\alpha_3 = 0$, $\alpha_4 = 0, k_t^2 = 0,1$ алгоритм успешно решает поставленную задачу. На рис. 3 представлены графики зависимостей $-\phi(t)$ и $-\omega(t)$.



a) $-\varphi(t); \delta$ $-\omega(t)$

Конечное значение $\varphi(t_f) = -1 \cdot 10^{-4}$ рад. Угловые скорости при раскрытии спицы не превышают 16·10⁻³ рад/с, а в конечный момент $\omega(t_f) = 1, 3 \cdot 10^{-7}$ рад/с, что является характерным для исследуемого алгоритма. На рис. 4*a* помещен график *h*(*t*) на начальном участке, а на рис. 4*б* – график *U*(*t*). Максимальное значение величины прогиба *h* возникало в начале процесса, когда существенно возрастало управление, и составило $h_{\text{max}} = -7, 1 \cdot 10^{-3}$ м, а в конечный момент $h(t_f) = 1, 5 \cdot 10^{-6}$ м.

Достижение заданного конечного значения $\varphi(t)$ происходит с малыми по абсолютной величине производными. Величина U(t) имела максимальное значение 4,63 В, в конечный момент – 0,01 В, что существенно ниже соответствующей величины при использовании алгоритма с коррекцией параметров структуры управления (12 В) [12; 13]. Актуальность уменьшения $h(t_f)$ появится при рассмотрении сведения полностью выдвинутых 3-х

звеньев составной спицы с общей длиной 29 м. Представленный в данной статье алгоритм успешно производит сведение спицы и за более короткое время. При этом формируется управление, приводящее к $U(t) > U_{\text{max}}$, в результате чего появляется участок со значением $U(\tau) = U_{\text{max}}$.



 $a) -h(t); \delta) -U(t)$

Список литературы

Расчеты показали, что предложенный алгоритм позволяет успешно решать задачи поворота спицы при любых начальных и конечных значениях угла φ с конечными значениями $\omega(t_f)$ и $h(t_f)$, не превышающими указанных в данной статье, без изменения выбранных весовых коэффициентов α . Изменение α требуется при задании другого конечного времени t_f .

Используя предложенный алгоритм последовательной оптимизации, можно получать решение в режиме реального времени. Удается плавно подойти к механизмам упора и фиксатора и не вызвать колебаний конструкции.

Заключение

В данной статье был выполнен поиск и разработка оптимального управления поворотом спицы. Предложенный алгоритм позволяет в реальном времени обеспечить разведение спицы с плавным выходом к упорам с колебаниями амплитуды, не превышающей 7,1·10⁻³ м. Главным преимуществом алгоритма с иерархией целевых критериев является отсутствие длительных затухающих колебаний после достижения спицей заданного угла разворота.

Таким образом, задача улучшения динамических характеристик поворота спиц может быть решена путем включения в контур управления бортового компьютера с программным обеспечением, допускающим реализацию алгоритмов оптимального управления в процессе движения разведения спицы.

Исследованный в статье алгоритм последовательной оптимизации целесообразно применять в более сложных решениях с использованием обработки измерений и оптимизации интервалов наблюдений [17].

- Li B., Qi X., Huang H., Xu W. Modeling and analysis of deployment dynamics for a novel ring mechanism // Acta Astronautica. 2016. vol. 120. pp. 59–74.
- [2] Hongjian W., Qiyan H., Min Y., Dehai Zh., Xingchao D., Yang L., Xue Ch. Multi-frequency dual polarisation radiometer common aperture antenna feeding system // IET Microwaves Antennas & Propagation. 2018. vol. 12. no. 11. pp. 1765–1770.
- [3] Siriguleng B., Zhang W., Liu T., Liu Y. Z. Vibration modal experiments and modal interactions of a large space deployable antenna with carbon fiber material and ring-truss structure // Engineering Structures. 2020. vol. 207. pp. 148–153.
- [4] Wang H. J. Multifrequency Spaceborne Deployable Radiometer Antenna Designs // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine. 2020. vol. 35. no 5. pp. 28–35.
- [5] Полянский И. С., Архипов Н. С., Мисюрин С. Ю. О решении проблемы оптимального управления адаптивной многолучевой зеркальной антенной // Автомат. и телемех. 2019. № 1. С. 83–100.
- [6] Yangmin X., Hang S., Alleyne A. G., Yang B. Feedback Shape Control for Deployable Mesh Reflectors Using Gain Scheduling Method // Acta Astronautica. 2016. vol. 121. pp. 241–255.
- [7] Dewalque P., Collette J.-P., Bruls O. Mechanical behaviour of tape springs used in the deployment of reflectors around a solar panel // Acta Astronautica. 2016. vol. 123. pp. 271–282.



- [8] Ramachandran S., Neve M. J., Sowerby K. W. Millimetre wave antenna deployment in a single room environment // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine. 2018. vol. 12. no 15. pp. 2390–2394.
- [9] Rahmat-Samii Ya., Manohar V., Kovitz J. M., Hodges R., Freebury G., Peral E. Development of Highly Constrained 1 m Ka-Band Mesh Deployable Offset Reflector Antenna for Next Generation CubeSat Radars // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine. 2019. vol. 67. no 10. pp. 6254–6266.
- [10] Tserodze S., Prowald J. S., Chkhikvadze K., Nikoladze M., Muchaidze M. Latest modification of the deployable space reflector structure with V-folding bars // CEAS Space Journal: An Official Journal of the Council of European Aerospace Societies. 2020. vol. 12. no. 2. pp. 163–169.
- [11] Space Mechanisms Lessons Learned Study [Электронный ресурс]. URL: https://www1.grc.nasa.gov/research-andengineering/space-mechanisms-project/ (дата обращения: 11.04.2021).
- [12] Kabanov S. A., Mitin F. V. Optimization of the stages of deploying a large-sized space-based reflector // Acta Astronautica. 2020. vol. 176. pp. 717–724.
- [13] Кабанов С. А., Митин Ф. В. Оптимизация процессов раскрытия и создания формы трансформируемого рефлектора космического базирования // Изв. РАН. Теория и системы управления. 2021. № 2. С. 106–125.
- [14] Кабанов С. А. Управление системами на прогнозирующих моделях. СПб : СПбГУ, 1997. 200 с.
- [15] Кабанов С. А., Зимин Б. А., Митин Ф. В. Разработка и анализ математических моделей раскрытия подвижных частей трансформируемых космических конструкций. Часть І // Мехатроника, автоматизация, управление. 2020. Т. 20. № 1. С. 51–64.
- [16] Красовский А. А. Справочник по теории автоматического управления. М. : Наука, 1987. 712 с.
- [17] Малышев В. В., Красильщиков М. Н., Карлов В. И. Оптимизация наблюдения и управления летательных аппаратов. М. : Машиностроение, 1989. 312 с.

OPTIMAL DEPLOYMENT OF THE SPOKE OF A LARGE-SIZED TRANSFORMABLE REFLECTOR ACCORDING TO THE HIERARCHY OF CRITERIA

S. A. Kabanov, D. S. Kabanov

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

The article discusses the process of controlling the angular motion of the spoke of a large-sized space-based reflector, taking into account bending vibrations. Currently, large antennas are actively used for receiving and transmitting data. When launching large structures into space, the problem arises of reliably deployment the spokes, since they are packed in a small volume to be able to be installed in a launch vehicle. Due to the possibility of various abnormal situations, such as jamming of elements, engagement of the net, it is necessary to re-deployment the antenna. Therefore, it is important to develop control algorithms that can reliably solve the problems of direct and reverse motion. In the process of deployment and bringing together the elements of the reflector, various deformations appear in the structure. When the antenna spokes are brought together, lateral oscillations make the largest contribution to the oscillatory of the transient process. Currently, elastically deformed elements are used to deployment large-sized reflectors, and a control program is also used. This prevents the control from being adjusted when the deployment conditions change. The paper investigates the possibility of minimizing the vibrations of a structure during its deployment by using optimal control algorithms in real time. The forward and reverse motion of the antenna elements is performed by means of a two-criteria hierarchy optimization. The results of numerical simulation of the optimal rotation of the reflector spoke are presented. The proposed algorithm allows you to choose the optimal control in emergency situations for various types of large reflectors.

Keywords: mathematical model, rotational motion, modeling of the process of deployment the spoke, large-sized transformable reflector, sequential optimization algorithm.

196

Оптимальное раскрытие спиц крупногабаритного трансформируемого рефлектора

References

- Li B., Qi X., Huang H., Xu W. Modeling and analysis of deployment dynamics for a novel ring mechanism // Acta Astronautica, 2016, vol. 120, pp. 59–74.
- [2] Hongjian W., Qiyan H., Min Y., Dehai Zh., Xingchao D., Yang L., Xue Ch. Multi-frequency dual polarisation radiometer common aperture antenna feeding system // IET Microwaves Antennas & Propagation, 2018, vol. 12, no. 11, pp. 1765–1770.
- [3] Siriguleng B., Zhang W., Liu T., Liu Y. Z. Vibration modal experiments and modal interactions of a large space deployable antenna with carbon fiber material and ring-truss structure // Engineering Structures, 2020, vol. 207, pp. 148–153.
- [4] Wang H. J. Multifrequency Spaceborne Deployable Radiometer Antenna Designs // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2020, vol. 35, no. 5, pp. 28–35.
- [5] Polyanskii I. S., Arkhipov N. S., Misyurin S. Yu. O reshenii problemy optimal'nogo upravleniya adaptivnoj mnogoluchevoj zerkal'noj antennoj [On solving the optimal control problem] // Automation and Remote Control, 2019, no. 1, pp. 83–100. (In Russian)
- [6] Yangmin X., Hang S., Alleyne A. G., Yang B. Feedback Shape Control for Deployable Mesh Reflectors Using Gain Scheduling Method // Acta Astronautica, 2016, vol. 121, pp. 241–255.
- [7] Dewalque P., Collette J.-P., Bruls O. Mechanical behaviour of tape springs used in the deployment of reflectors around a solar panel // Acta Astronautica, 2016, vol. 123, pp. 271–282.
- [8] Ramachandran S., Neve M. J., Sowerby K. W. Millimetre wave antenna deployment in a single room environment // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2018, vol. 12, no. 15, pp. 2390–2394.
- [9] Rahmat-Samii Ya., Manohar V., Kovitz J. M., Hodges R., Freebury G., Peral E. Development of Highly Constrained 1 m Ka-Band Mesh Deployable Offset Reflector Antenna for Next Generation CubeSat Radars // IEEE Aerospace and Electronic Systems Magazine, 2019, vol. 67, no. 10, pp. 6254–6266.
- [10] Tserodze S., Prowald J. S., Chkhikvadze K., Nikoladze M., Muchaidze M. Latest modification of the deployable space reflector structure with V-folding bars // CEAS Space Journal: An Official Journal of the Council of European Aerospace Societies, 2020, vol. 12, no. 2, pp. 163–169.
- [11] Space Mechanisms Lessons Learned Study. Available at: https://www1.grc.nasa.gov/research-and-engineering/ space-mechanisms-project/ (accessed 11.04.2021).
- [12] Kabanov S. A., Mitin F. V. Optimization of the stages of deploying a large-sized space-based reflector // Acta Astronautica, 2020, vol. 176, pp. 717–724.
- [13] Kabanov S. A., Mitin F. V. Optimizaciya processov raskrytiya i sozdaniya formy transformiruemogo reflektora kosmicheskogo bazirovaniya [Optimization of the Processes of Deploymentand Shape Generationfor a Transformable Space-Based Reflector] // Journal of Computer and Systems Sciences International, 2021, vol. 60, no. 2, pp. 283–302. (In Russian)
- [14] Kabanov S. A. Upravlenie na prognoziruushih modelyah [Controling systems based on predictive models]. St. Petersburg, St. Petersburg State University Publishing House, 1997, 200 p. (In Russian)
- [15] Kabanov S. A., Zimin B. A., Mitin F. V. Razrabotka i analiz matematicheskih modelej raskrytiya podvizhnyh chastej transformiruemyh kosmicheskih konstrukcij. CHast' I [Development and Research of Mathematical Models of Deployment of Mobole Parts of Transformable Space Construction. Part I] // Mekhatronika, Avtomatizatsiya, Upravlenie, 2020, vol. 21, no. 1, pp. 51–64. (In Russian)
- [16] Krasovskij A. A. Spravochnik po teorii avtomaticheskogo upravlenija [Handbook on the theory of automatic control]. Moscow, Nauka, 1987, 712 p. (In Russian)
- [17] Malushev V. V., Krasilshikov M. N., Karlov V. I. Optimizaciya nablyudeniya i upravleniya letatel'nyh apparatov [Optimization of surveillance and control of aircraft]. Moscow, Mashinostroenie, 1989, 312 p. (In Russian)

Сведения об авторах

Кабанов Сергей Александрович – доктор технических наук, профессор, профессор кафедры систем управления и компьютерных технологий Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Окончил Ленинградский ордена Красного Знамени механический институт в 1974 году. Область научных интересов: процессы управления.

Кабанов Дмитрий Сергеевич – кандидат технических наук, научный сотрудник Научно-исследовательской лаборатории Радиоэлектронных информационных управляющих систем Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Окончил Московский авиационный институт в 2009 году. Область научных интересов: оптимальное управление.

197

УДК 629.783:621.65.03 DOI 10.26732/j.st.2021.4.03

ОБЗОР ЭЛЕКТРОНАСОСНЫХ АГРЕГАТОВ СИСТЕМ ТЕРМОРЕГУЛИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ

Е. Б. Коротков¹, О. В. Широбоков¹ ⊠, С. А. Матвеев¹, З. А. Юдина²

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

В статье дана краткая характеристика условий работы космического аппарата, указаны основные причины нагрева и появления теплового градиента, приводится информация о необходимости перераспределять излишки тепловой энергии. Рассматриваются активные системы терморегулирования и их преимущества, указываются космические аппараты, для которых приоритетно применение систем терморегулирования данного типа. Выделяется электронасосный агрегат как ключевой узел активных систем терморегулирования. Рассматривается электронасосный агрегат с позиции электромеханической системы, выделяются его ключевые элементы. Приводится описание предпочтительных типов насоса, кратко рассматриваются виды активных систем терморегулирования. Подробно рассматривается иностранный и отечественный опыт применения электронасосных агрегатов на борту космических аппаратов, особенности их конструкций, определяются наиболее распространенные типы ключевых элементов. По итогам обзора делается вывод о том, что наиболее актуальной компоновкой электронасосного агрегата является центробежный электронасос с бесколлекторным двигателем постоянного тока и гидродинамическими опорами. Также указывается, что электронасосный агрегат является изделием с большим ресурсом работы и это приводит к усложнению задачи контроля технического состояния с целью предупреждения отказа.

Ключевые слова: космический annapam, система терморегулирования, электронасосный агрегат, центробежный насос, бесколлекторный двигатель постоянного тока.

Введение

Современные космические аппараты (КА) имеют на борту целевую и служебную аппаратуру. Целевая аппаратура применяется исходя из возлагаемых на КА задач, а это различные научно-исследовательские миссии, телекоммуникация, навигация, дистанционное зондирование Земли и прочие. В активном режиме работы именно целевая аппаратура является основным источником тепловыделения на борту КА. Поскольку аппарат функционирует в космическом пространстве, в условиях сильно разряженной среды невозможно организовать эффективный теплоотвод посредством естественной или принудительной конвекции. Еще одним существенным фактором является солнечное излучение. Его воздействие на обращенную к Солнцу поверхность КА приводит к быстрому и неравномерному нагреву, в то время как теневая сторона остается холодной. При этом современная элементная база бортовой аппаратуры обеспечивает работу только в диапазоне температур от -65 °C до +150 °C [1].

В итоге при работе КА необходимо непрерывно перераспределять излишки тепловой энергии между модулями бортовой аппаратуры и на радиатор-излучатель. Эту задачу решает система терморегулирования (СТР). СТР подразделяются на пассивные и активные. Активные СТР способны отводить большие объемы тепловой энергии [2], поддерживать температуру в узком диапазоне. Эти особенности делают данный тип систем приоритетным для обитаемых космических аппаратов [3; 4], спутниковых платформ тяжелого класса [5] и для автоматических межпланетных станций [6].

[🖂] shirok.93@mail.ru

[©] Ассоциация «ТП «НИСС», 2021

Активные СТР являются гидравлическими системами, в гидротракте которых непрерывно циркулирует жидкость – теплоноситель. Неотъемлемой частью активных СТР является электронасосный агрегат (ЭНА). ЭНА обеспечивает принудительное перекачивание теплоносителя в гидротракте системы терморегулирования. От данного агрегата зависит устойчивое функционирование всего космического аппарата при сроках эксплуатации до 15 лет. В целях повышения надежности ЭНА либо выполняется резервированным, либо дублируется комплектами в составе СТР.

Выход из строя ЭНА приводит к частичному [3] или полному отказу КА. Появляется потребность контролировать текущее техническое состояние работающего изделия. Наличие достоверных данных о степени деградации ЭНА позволяет своевременно предупредить разрушение конструкции и принять решение о переключении на резервный агрегат. Поэтому существует актуальная задача [7] изучения ЭНА как системы с целью выработки критериев диагностики и прогнозирования остаточного ресурса.

В данной работе проводится анализ существующего зарубежного и отечественного технического уровня ЭНА для определения наиболее распространенной компоновки. Выбор наиболее распространенного технического решения для дальнейшего изучения позволяет использовать обширную историю их эксплуатации, а затем применять выработанные критерии диагностики и прогнозирования к широкому перечню эксплуатируемых образцов.

Обзор доступных источников

Существует множество методов и средств диагностики [8–10] и прогнозирования [7], которые можно применять по отношению к ЭНА. Однако, они все являются инструментом обработки и представления диагностических данных, применимы к широкому классу элементов, но при этом не учитывают особенности конкретного технического объекта. Для выработки критериев диагностики и прогнозирования существует необходимость знать тип ключевых элементов конструкции, условия их работы и характер взаимодействий.

ЭНА представляет собой электромеханическую систему, которую можно разбить на несколько подсистем – электромеханическую, механическую и гидравлическую. Электромеханическая представлена электродвигателем (ЭД) с надежно закрепленным статором в корпусе и ротором на валу ЭНА. Вал зафиксирован в подвижных опорных узлах, которые являются главным элементом механической подсистемы. На валу размещен вра-

щающийся орган насосной части ЭНА. Он, во взаимодействии со стационарным отводящим аппаратом, сообщает жидкости энергию и осуществляет ее непрерывное перемещение. Для определения компоновки ЭНА необходимо, главным образом, определить тип ЭД, подвижных опорных узлов и насоса.

ЭНА работают в составе активных СТР, которые подразделяются на два вида – однофазные и двухфазные [11]. В однофазных СТР тепловая энергия идет на нагрев теплоносителя, в двухфазных часть теплоносителя испаряется и с радиатора-испарителя в гидротракт поступает смесь жидкость-газ. Первый вид предполагает применение теплоносителей на базе насыщенных углеводородов, либо кремний- и фторорганических соединений, второй – аммиак либо смеси с ним [12]. Опыт применения данных теплоносителей обширен и, главным образом, исключает коррозийную активность по отношению к применяемым конструкционным материалам ЭНА.

В обоих типах активных СТР ЭНА выполняет прокачку теплоносителя только в жидкой фазе (в двухфазных СТР – в «холодном» контуре гидротракта). В итоге применение ЭНА не зависит от условий эксплуатации и определяется только требованиями по расходу и перепаду давления, энергоэффективности и иным параметрам.

В технической литературе допускается применение различных типов насосов для ЭНА СТР [13]. Существуют при этом общие требования, которым должен соответствовать насос, а именно [14]:

• большой ресурс непрерывной работы (до 15 лет);

• малые габариты и масса конструкции;

• достаточная энергоэффективность;

• простота конструкции и технологичность изготовления;

• возможность создания унифицированного по типоразмерам ряда конструкций.

Данным требованиям отвечает ограниченное число типов насосов: лопаточные – центробежные и вихревые, насосы трения – дисковые. При этом центробежный насос для СТР имеет наиболее широкую область возможного применения по расходу и напору [14] (рис. 1). Среди центробежных необходимо выделить группы тихоходных и нормальных. Отношение к той или иной группе определяется коэффициентом быстроходности n_s :

$$n_s = 3,65 \cdot \frac{n\sqrt{Q}}{H^{\frac{3}{4}}},$$
 (1)

где n – частота вращения, об/мин; Q – расход, м³/с; H – перепад давления, м.

КОСМИЧЕСКИЕ Аппараты и Технологии извеляется и

200



Рис. 1. Энергетические характеристики насосов на диаграмме потребных режимов расход-напора СТР: 1 – вихревой, 2 – дисковый, 3.1 – центробежный тихоходный ($n_s = 40{-}80$), 3.2 – центробежный нормальный ($n_s = 80{-}300$)

Приведем аналитический обзор отечественных и иностранных ЭНА, применяемых в составе СТР КА.

Европейским космическим агентством в конце 2000-х годов была разработана космическая платформа тяжелого класса Alphabus. На базе Alphabus построен спутник Alphasat, который запущен в 2013 году и на данный момент функционирует. СТР данной спутниковой платформы способна работать с тепловой нагрузкой от 3 (однофазный вариант) до 6 кВт (двухфазный вариант) [15]. И в том, и в другом случае в качестве ЭНА используется разработка Realtechnologie AG (рис. 2).



Рис. 2. Электронасосный агрегат Realtechnologie AG

Указанный ЭНА является центробежным насосом с бесколлекторным двигателем постоянного тока (БДПТ) [5]. Подвижные опорные узлы представляют собой гидродинамические опоры (подшипники скольжения жидкостного трения) с керамическим напылением. Гидродинамические опоры работают при высокой частоте вращения, обладают высокой надежностью и хорошей демпфирующей способностью [16], а керамическое напыление обеспечивает износостойкость при многократных пусках-остановах.

ЭНА от Realtechnologie AG работает с номинальной частотой вращения 20300 об/мин и способен развивать максимальное давление до 8,4 бар, а максимальный расход – до 125 см³/с.

Двухступенчатый центробежный насос этой компании планируется использовать в составе СТР платформы Neosat [11].

На борту Международной космической станции (МКС) находятся две СТР – внутренняя и внешняя. Внутренняя обеспечивает тепловое распределение внутри обитаемых модулей, внешняя отвечает за отвод тепловой энергии от внешней аппаратуры и удаления излишков энергии величиной до 140 кВт излучением в космическое пространство [2]. Теплоносителем первой является вода, второй – аммиак. С начала существования МКС для перекачивания аммиака применялся ЭНА центробежного типа с БДПТ и гидродинамическими опорами [17].

На 2010 год в составе внешней СТР применялся центробежный ЭНА с гидродинамическими опорами разработки Boeing Company [3] (рис. 3). 31 июля 2010 года произошел отказ ЭНА основного гидротракта СТР, экипажу МКС пришлось переключиться на резервный гидротракт СТР, приостановить множество научных экспериментов и выходить в открытый космос для выполнения работ по замене. 17 августа 2010 года нормальный режим работы был восстановлен.



Рис. 3. ЭНА внешней СТР для МКС

В составе внутренней СТР для космического модуля МКС «Коламбус», способной отводить до 22 кВт энергии, также применялся насосный модуль с ЭНА центробежного типа с частотой вращения от 5000 до 14500 об/мин. Модуль проработал 6 лет до выхода из строя в начале 2013 года [4]. Была проведена работа по разработке модернизированного насосного модуля на замену, все испытания которого должны были завершиться в середине 2016 года [18]. В состав этого модуля также входит ЭНА центробежного типа с БДПТ и гидродинамическими опорами (на рис. 4 в составе модуля), разработанный SNECMA. Этот насос способен работать на скорости вращения до 14500 об/мин, так что вероятно его конструкция по сравнению с первым вариантом изменилась незначительно.



Рис. 4. ЭНА модернизированного насосного модуля для «Коламбус»

На МКС функционирует на данный момент магнитный альфа-спектрометр (AMS-02), предназначенный для изучения космических лучей и поиска темной материи. Этот научный прибор был запущен 16 мая 2011 года и продолжает функционировать. В составе спектрометра функционирует активная двухфазная СТР с жидким CO₂ в качестве теплоносителя [19], она обеспечивает разброс значений температуры меньше 3 К и отводит 144 Вт тепловой энергии. В составе СТР применяется центробежный ЭНА (рис. 5), разработанный Расіfic Design Technologies на основе опыта проектирования насоса для марсохода.



Рис. 5. ЭНА активной СТР спектрометра AMS-02

В конструкции марсоходов NASA применяется активная однофазная СТР с рабочей жидкостью трихлорфторметан (Фреон-11, CFC-11, R-11). В составе применяется центробежный ЭНА с БДПТ и гидродинамическими опорами [6] (рис. 6).

ЭНА применялся в конструкции СТР марсоходов миссий Mars Pathfinder (MPF, «Марсопроходец», марсоход «Соджорнер»), Mars Exploration Rover (MER, марсоходы «Спирит» и «Оппортьюнити»), Mars Science Laboratory (MSL, «Марсианская научная лаборатория», марсоход «Кьюриосити») [20]. Для миссии «Марс-2020» в конструкции марсохода «Персеверанс» применяется та же СТР, что и для марсохода «Кьюриосити» [21].



Рис. 6. ЭНА активной СТР марсоходов

ЭНА для СТР марсоходов разработки Pacific Design Technologies представляет собой центробежный электронасос, имеющий в составе БДПТ и гидродинамические опоры. Его номинальная частота вращения – 18000 об/мин, обеспечивает перепад давления 0,41 бар и расход 12,5 см³/с.

В итоге на зарубежные КА устанавливается центробежный ЭНА с БДПТ и гидродинамическими опорами. Несмотря на отказы, большинство аппаратов с агрегатами указанной компоновки функционировали свыше заявленного срока.

Обзор отечественного опыта эксплуатации ЭНА в составе СТР КА, особенностей конструкции, оказывается затруднителен – отечественная литература освещает вопросы проектирования, либо рассматривает подробно опыт эксплуатации, до 1990 – начала 1990-х годов. Встречается упоминание [14] о центробежном электронасосе с радиальными гидростатическими опорами и магнитным подпятником (рис. 7). Гидростатические опоры представляют собой подшипники скольжения, жидкостной режим трения которых реализуется за счет подачи смазывающей жидкости в рабочий зазор с определенным давлением.

Единственным источником информации о компоновке ЭНА ведущих организаций ракетно-космической отрасли остаются патенты на изобретения. Обзор доступных патентов дает информацию о разработках ПАО «РКК «Энергия» им. С. П. Королёва» (РКК «Энергия») и АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва» (АО «ИСС») в данной тематике.

Известны несколько конструктивных исполнений ЭНА от РКК «Энергия» [22–24], которые построены на центробежном электронасосе (рис. 8). В изобретении центробежного ЭНА применяется БДПТ [25] (рис. 9).



Рис. 7. Центробежный ЭНА с гидростатическими опорами (расшифровка нумерации приведена в литературе)



Рис. 8. Технические решения центробежного электронасоса РКК «Энергия» (расшифровка нумерации приведена в патентах)

Е.Б.Коротков, О.В.Широбоков, С.А.Матвеев, З.А.Юдина

Обзор электронасосных агрегатов систем терморегулирования космических аппаратов



Рис. 9. Центробежный ЭНА с БДПТ (расшифровка нумерации приведена в патентах)

Обзор же действующих патентов АО «ИСС» указывает на то, что распространенным техническим решением является центробежный электронасос с корпусным электродвигателем [26; 27] (рис. 10). Существует также техническое решение центробежного ЭНА с встраиваемым БДПТ и подшипниками качения [28] (рис. 11).



Рис. 10. Центробежные электронасосы АО «ИСС» с корпусным электродвигателем (расшифровка нумерации приведена в патентах)

В итоге наиболее актуальным отечественным техническим решением является центробежный ЭНА. Общий вывод о типе электродвигателя



Рис. 11. Центробежный ЭНА «ИСС» с встраиваемым электродвигателем и подшипниками качения (расшифровка нумерации приведена в патентах)

203

и подвижных опорных узлов сделать сложно из-за ограниченной информации. Остается только отметить, что имеет распространение БДПТ и подшипники качения, существует опыт разработки подшипников скольжения с высоким ресурсом работы.

Заключение

В результате выполненного обзора было определено, что:

 наиболее распространенным типом насоса является центробежный. Это обусловлено его высокой энергоэффективностью, надежностью и хорошо наработанной теоретической базой для проектирования;

 бесколлекторный двигатель постоянного тока является распространенным электродвигателем в составе электронасосных агрегатов. Данный выбор обусловлен высокой энергоэффективностью на номинальных режимах работы и высокой надежностью;

• гидродинамические опоры (подшипники скольжения в режиме жидкостного трения) являются распространенным типом подвижных опорных узлов в составе иностранных ЭНА. Общий вывод по поводу отечественных образцов сделать затруднительно, но однозначно находят свое применение гидростатические опоры и подшипники качения.

Совокупность обозначенных технических решений в компоновке ЭНА указывает на огромный накопленный опыт проектирования. Данный опыт позволяет разрабатывать отказоустойчивые образцы с большим ресурсом работы. Возможный их отказ ставит сложную задачу по контролю технического состояния на длительном сроке эксплуатации в условиях малоинтенсивной деградации изделия.





Благодарности

Данная работа выполнена в рамках НИОКТР комплексного проекта «Создание высокотехнологичного импортозамещающего производства высокоресурсных элементов систем исполнительной автоматики транспортной и авиационно-космической техники, обеспечивающей освоение и использование Мирового Океана, Арктики и Антарктики» при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (соглашение № 075-11-2019-077 от 13.12.2019) в соответствии с постановлением Правительства РФ от 09.04.2010 № 218. Работа выполнена в организации Головного исполнителя НИОКТР ФГБОУ ВО БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова.

Список литературы

- [1] Белоус А. И., Солодуха В. А., Шведов С. В. Космическая электроника: в 2-х кн. М. : Техносфера, 2015. Кн. 1. 696 с.
 - [2] Messerschmid E., Bertrand R. Space Stations: systems and utilization. Springer, 1999. 566 p.
 - [3] Bruckner R. J., Manco R. A. ISS Ammonia Pump Failure, Recovery, and Lesson Learned A Hydrodynamic Bearing Perspective // Proc. of the 42nd Aerospace Mechanisms Symposium. Greenbelt, USA. 2014. pp. 451–462.
 - [4] De Palo S., Bufano G., Szigetvari Z. Six years of Columbus TCS flight activity // Proc. of the 46th International Conference on Environmental Systems. Tucson, Arizona. 2014. 9 p.
 - [5] Van Benthem R. C., de Grave W., Van Es J., Elst J., Bleuder R., Tjiptahardja T. Development of a Mechanically Pumped Fluid Loop for 3-6 kW Payload Cooling // NLR Technical Publication. 2009. 17 p.
 - [6] Birur G. C., Bhandari P., Prina M., Bame D. P., Yavrouian A. H., Plett G. A. Mechanically pumped fluid loop technologies for thermal control of future Mars rovers // SAE Technical paper series. 2006. 9 p.
 - [7] Матвеев С. А., Тестоедов Н. А., Васильков Д. В., Широбоков О. В., Надежин М. И. Методы диагностики технического состояния и прогнозирования ресурса электронасосных агрегатов космических аппаратов // Известия высших учебных заведений. Авиационная техника. 2020. № 4. С. 4–10.
 - [8] Матвеев С. А., Жуков Ю. А., Коротков Е. Б., Широбоков О. В., Надежин М. И., Ладыгин А. П. Обзор методов диагностики электронасосных агрегатов спутниковых платформ // Радиопромышленность. 2020. Т. 30. № 3. С. 86–98.
 - [9] Matveev S. A., Korotkov E. B., Zhukov Yu. A., Slobodzian N. S., Gorbunov A. V., Tanklevskiy L. T. Diagnostic and Monitoring System for Technical Condition of Electromechanical Section of Thermal Control Systems in Spacecraft // International Journal of Mathematical, Engineering and Management Sciences. 2020. vol. 5. no. 1. pp. 181–192.
 - [10] Коротков Е. Б., Слободзян Н. С., Широбоков О. В., Киселев А. А., Надежин М. И. Наземная система комплексной диагностики электромеханических устройств космических аппаратов // Радиопромышленность. 2019. Т. 29. № 4. С. 54–62.
 - [11] Benthem R., van Es J., Jan van Gerner H., Lapensee S., Schwaller D. Component Developments in Europe for Mechanically Pumped Loop Systems (MPLs) for Cooling Applications in Space // Proc. of the 46th International Conference on Environmental Systems. Vienna, Austria. 2016. 14 p.
 - [12] Морковин А. В., Плотников А. Д., Борисенко Т. Б. Теплоносители для тепловых труб и наружных гидравлических контуров систем терморегулирования автоматических и пилотируемых космических аппаратов // Космическая техника и технологии. 2015. № 3. С. 89–99.
 - [13] Gilmore D. G. Spacecraft thermal control handbook. AIAA, 2002. vol. 1. 836 p.
 - [14] Бобков А. В. Центробежные насосы систем терморегулирования космических аппаратов. Владивосток : Дальнаука, 2003. 217 с.
 - [15] Chaix A., Hugon J., Hugonnot P., Delmas A. Development of a two-phase mechanically pumped loop (2ΦMPL) for the thermal dissipation management of spacecraft: Simulation and test results // Proc. of the 44th International conference on environmental systems. Tucson, Arizona. 2014. 17 p.
 - [16] Чернавский С. А. Подшипники скольжения. М. : Машгиз, 1963. 243 с.
 - [17] Motil B. J., Santen M. A. Pump and flow control subassembly of thermal control subsystem for Photovoltaic power module // SAE Technical papers. 1993. 13 p.
 - [18] Di Francescantonio N., Gargioli E., Freddi M., Falcetti G., Pastor S., Persson S., Frerker H., Szigetvari Z., Shwientek A. WPA Mk II the new pump package for ISS Columbus module // Proc. of the 45th International Conference on Environmental Systems. Bellevue, Washington. 2015. 8 p.
 - [19] Laudi E. AMS-02 Tracker thermal control system: development of new technologies for manufacturing of two-phase cooling system. 2011. 196 p.
 - [20] Birur G. C., Bhandari P., Bame D. P., Karlmann P., Mastropietro AJ, Liu Y., Miller J., Pauken M., Lyra J. Thermal control of MSL rover «Curiosity» using an active fluid loop // Proc. of the 29th International symposium of space technology and science. Nagoya, Japan. 2013.

204

Е.Б.Коротков, О.В.Широбоков, С.А.Матвеев, З.А.Юдина

Обзор электронасосных агрегатов систем терморегулирования космических аппаратов

- [21] Novak K. S., Kempenaar J. G., Redmond M., Bhandari P. Preliminary surface thermal design of the MARS 2020 rover // Proc. of the 45th International Conference on Environmental Systems. Bellevue, Washington. 2015. 12 p.
- [22] Белоусов Н. И. Электронасосный агрегат. Пат. № 2618377 Российская Федерация, 2017. Бюл. № 13.
- [23] Белоусов Н. И. Дублированный электронасосный агрегат. Пат. № 2511788 Российская Федерация, 2014. Бюл. № 10.
- [24] Белоусов Н. И. Дублированный электронасосный агрегат. Пат. № 2711889 Российская Федерация, 2020. Бюл. № 3.
- [25] Белоусов Н. И., Жарков М. Н. Электронасосный агрегат. Пат. № 2533607 Российская Федерация, 2014. Бюл. № 32.
- [26] Логанов А. А., Овечкин Г. И., Бородин Л. М., Синиченко М. И. Смирнов В. В., Воловиков В. Г. Двухступенчатый электронасосный агрегат. Пат. № 2618777 Российская Федерация, 2008. Бюл. № 14.
- [27] Логанов А. А., Овечкин Г. И., Бородин Л. М., Синиченко М. И., Шилкин О. В. Электронасосный агрегат. Пат. № 2574782 Российская Федерация, 2016. Бюл. № 4.
- [28] Овечкин Г. И., Логанов А. А., Леканов А. В., Бородин Л. М., Синиченко М. И., Двирный В. В., Задорожная Т. П., Казанцев Д. Г., Длоуги А. И., Ефремова Н. В., Смирных В. Н., Чепкасов С. П., Смирнов В. В., Жариков А. В., Ильиных В. В., Бурханов Д. С. Электронасосный агрегат. Пат. № 2548698 Российская Федерация, 2015. Бюл. № 11.

OVERVIEW OF ELECTRIC PUMP UNITS FOR SPACECRAFT THERMAL CONTROL SYSTEMS

E. B. Korotkov¹, O. V. Shirobokov¹, S. A. Matveev¹, Z. A. Yudina²

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 paper reports a brief description of spacecraft operating conditions, the main reasons of heating and thermal gradient appearance and need to reassign the thermal energy. Active thermal control systems and their advantages are considered, spacecraft for which the use of this type of thermal control systems is a priority. The electric pumping unit is pointed as a key unit of active thermal control systems. The electric pump unit is considered from the as the electromechanical system, its key elements are pointed. A description of the preferred pump types is reported and the types of active thermal control systems are briefly discussed. The foreign and domestic operating experience of spacecraft electric pumping units, the features of their designs are considered, the most common types of key elements are determined. Based on the results of the review, it is concluded that the most relevant layout of the electric pump unit is a centrifugal electrical pump with a brushless DC motor and hydrodynamic bearings. It is also indicated that the electric pump unit is a product with a long lifetime, which complicates the task of monitoring the technical condition in order to prevent failure.

Keywords: spacecraft, thermal control system, electric pump unit, centrifugal pump, brushless direct current motor.

References

- Belous A. I., Solodukha V. A., Shvedov S. V. Kosmicheskaya elektronika [Space electronics]. Moscow, Tekhnosfera, 2015, book 1, 696 p. (In Russian)
- [2] Messerschmid E., Bertrand R. Space Stations: systems and utilization. Springer, 1999, 566 p.
- [3] Bruckner R. J., Manco R. A. ISS Ammonia Pump Failure, Recovery, and Lesson Learned A Hydrodynamic Bearing Perspective // Proc. of the 42nd Aerospace Mechanisms Symposium. Greenbelt, USA, pp. 451–462.



- [4] De Palo S., Bufano G., Szigetvari Z. Six years of Columbus TCS flight activity // Proc. of the 46th International Conference on Environmental Systems. Tucson, Arizona, 2014, 9 p.
- [5] Van Benthem R. C., de Grave W., Van Es J., Elst J., Bleuder R., Tjiptahardja T. Development of a Mechanically Pumped Fluid Loop for 3–6 kW Payload Cooling // NLR Technical Publication, 2009, 17 p.
- [6] Birur G. C., Bhandari P., Prina M., Bame D. P., Yavrouian A. H., Plett G. A. Mechanically pumped fluid loop technologies for thermal control of future Mars rovers // SAE Technical paper series, 2006, 9 p.
- [7] Matveev S. A., Testoedov N. A., Vasilkov D. V., Shirobokov O. V., Nadezhin M. I. Methods for Diagnosing the Technical Condition of Spacecraft Electric Pump Units and Predicting Their Remaining Useful Life // Russian Aeronautics, vol. 63, no. 4, pp. 561–567.
- [8] Matveev S. A., Zhukov Yu. A., Korotkov E. B., Shirobokov O. V., Nadezhin M. I., Ladygin A. P. Obzor metodov diagnostiki electronasosnih agregatov sputnikovih platform [Review of diagnostic methods for electric pumping units of satellite platforms] // Radio industry, 2020, vol. 30, no. 3, pp. 86–98. (In Russian)
- [9] Matveev S. A., Korotkov E. B., Zhukov Yu. A., Slobodzian N. S., Gorbunov A. V., Tanklevskiy L. T. Diagnostic and Monitoring System for Technical Condition of Electromechanical Section of Thermal Control Systems in Spacecraft// International Journal of Mathematical, Engineering and Management Sciences, 2020, vol. 5, no. 1, pp. 181–192.
- [10] Korotkov E. B., Slobodzyan N. S., Shirobokov O. V., Kiselev A. A., Nadezhin M. I. Nazemnaya sistema kompleksnoj diagnostiki elektromekhanicheskih ustrojstv kosmicheskih apparatov [Spacecraft electromechanical devices' complex ground diagnostics system] // Radio industry, 2019, vol. 29, no. 4, pp. 54–62. (In Russian)
- [11] Benthem R., van Es J., Jan van Gerner H., Lapensee S., Schwaller D. Component Developments in Europe for Mechanically Pumped Loop Systems (MPLs) for Cooling Applications in Space // Proc. of the 46th International Conference on Environmental Systems. Vienna, Austria, 2016, 14 p.
- [12] Morkovin A. V., Plotnikov A. D., Borisenko T. B. Teplonositeli dlya teplovih trub i naruzhnih gidravlicheskih konturov sistem termoregulirovaniya avtomaticheskih i pilotiruemih kosmicheskih apparatov [Heat carriers for heat pipes and external hydraulic circuits of thermal control systems for automatic and manned spacecraft] // Space technique and technologies, 2015, no. 3, pp. 89–99. (In Russian)
- [13] Gilmore D. G. Spacecraft thermal control handbook. AIAA, 2002, vol. 1, 836 p.
- [14] Bobkov A. V. *Tsentrobezhnie nasosi sistem termoregulirovaniya kosmicheskih apparatov* [Centrifugal pumps for spacecraft thermal control systems]. Vladivostok, Dalnauka, 2013, 217 p. (In Russian)
- [15] Chaix A., Hugon J., Hugonnot P., Delmas A. Development of a two-phase mechanically pumped loop (2ΦMPL) for the thermal dissipation management of spacecraft: Simulation and test results // Proc. of the 44th International conference on environmental systems. Tucson, Arizona, 2014, 17 p.
- [16] Chernavskiy S. A. Podshipniki skolzheniya [Plain bearings]. Moscow, Mashgiz, 1963, 243 p. (In Russian)
- [17] Motil B. J., Santen M. A. Pump and flow control subassembly of thermal control subsystem for Photovoltaic power module // SAE Technical papers, 1993, 13 p.
- [18] Di Francescantonio N., Gargioli E., Freddi M., Falcetti G., Pastor S., Persson S., Frerker H., Szigetvari Z., Shwientek A. WPA Mk II the new pump package for ISS Columbus module // Proc. of the 45th International Conference on Environmental Systems. Bellevue, Washington, 2015, 8 p.
- [19] Laudi E. AMS-02 Tracker thermal control system: development of new technologies for manufacturing of two-phase cooling system, 2011, 196 p.
- [20] Birur G. C., Bhandari P., Bame D. P., Karlmann P., Mastropietro AJ, Liu Y., Miller J., Pauken M., Lyra J. Thermal control of MSL rover «Curiosity» using an active fluid loop // Proc. of the 29th International symposium of space technology and science. Nagoya, Japan, 2013.
- [21] Novak K. S., Kempenaar J. G., Redmond M., Bhandari P., Preliminary surface thermal design of the MARS 2020 rover // Proc. of the 45th International Conference on Environmental Systems. Bellevue, Washington, 2015, 12 p.
- [22] Belousov N. I. *Electornasosniy agregat* [Electric pump unit]. Patent RU 2618377, 2017, bulletin no. 13.
- [23] Belousov N. I. *Dublirovannyi elektronasosnyi agregat* [The duplicated electric pumping unit]. Patent RU 2511788, 2014, bulletin no. 10.
- [24] Belousov N. I. *Dublirovannyi elektronasosnyi agregat* [The duplicated electric pumping unit]. Patent RU 2711889, 2020, bulletin no. 3.
- [25] Belousov N. I., Zharkov M. N. Electornasosniy agregat [Electric pump unit]. Patent RU 2533607, 2014, bulletin no. 32.
- [26] Loganov A. A., Ovechkin G. I., Borodin L. M., Sinichenko M. I., Smirnov V. V., Volovikov V. G. *Dvuhstupenchatyj* elektronasosnyj agregat [Two-stage electric pump unit]. Patent RU 2618777, 2008, bulletin no. 14.
- [27] Loganov A. A., Ovechkin G. I., Borodin L. M., Sinichenko M. I., Shilkin O. V. *Elektronasosnyi agregat* [Electric pumping unit]. Patent RU 2574782, 2016, bulletin no. 4.
- [28] Ovechkin G. I., Loganov A. A., Lekanov A. V., Borodin L. M., Sinichenko M. I., Dvirny V. V., Zadorozhnaya T. P., Kazantsev D. G., Dlougi A. I., Efremova N. V., Smirnykh V. N., Chepkasov S. P., Smirnov V. V., Zharikov A. V., Ilyinykh V. V., Burkhanov D. S. *Elektronasosnyi agregat* [Electric pumping unit]. Patent RU 2548698, 2015, bulletin no. 11.

206

Е.Б. Коротков, О.В. Широбоков, С.А. Матвеев, З.А. Юдина

Обзор электронасосных агрегатов систем терморегулирования космических аппаратов

Сведения об авторах

Коротков Евгений Борисович – кандидат технических наук, доцент, главный научный сотрудник научноисследовательской лаборатории робототехнических и мехатронных систем Балтийского государственного технического университета «BOEHMEX» им. Д. Ф. Устинова.

Матвеев Станислав Алексеевич – кандидат технических наук, проректор по научной работе и инновационному развитию Балтийского государственного технического университета «BOEHMEX» им. Д. Ф. Устинова. ORCID: 0000-0001-5206-2957

Широбоков Олег Вячеславович – младший научный сотрудник научно-исследовательской лаборатории робототехнических и мехатронных систем Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова.

ORCID: 0000-0002-8005-4353

Юдина Зоя Алексеевна – инженер 2 категории АО «Информационные спутниковые системы» имени академика М. Ф. Решетнёва». Область научных интересов: разработка и исследование работы агрегатов системы терморегулирования космического аппарата. УДК 531.133.3 DOI 10.26732/j.st.2021.4.04

АНАЛИЗ ПРОЦЕССА РАСКРЫТИЯ ЗОНТИЧНОГО РЕФЛЕКТОРА НА СТЕНДЕ С АКТИВНОЙ СИСТЕМОЙ ОБЕЗВЕШИВАНИЯ

А. В. Иванов, С. А. Зоммер

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

В ходе проверки функционирования трансформируемых конструкций в наземных условиях необходимо свести к минимуму действие силы тяжести, чтобы исключить возникновение дополнительных нагрузок на шарнирные узлы и механизмы раскрытия. Для выполнения данной задачи при испытаниях трансформируемого зонтичного рефлектора применяют стенды с активной системой обезвешивания. В этих стендах усилие обезвешивания прикладывается к каждой спице рефлектора. Однако, при обезвешивании спиц, точка закрепления троса подвеса не совпадает с центром масс спицы. Это приводит к возникновению дополнительных моментов сил, действующих на обезвешиваемую конструкцию. Поэтому в качестве объекта исследования была рассмотрена часть рефлектора, состоящая из спицы с закрепленными на ней шнурами формообразующей структуры и сетеполотном. Разработана 3D модель, используя которую были определены положения центра масс рассматриваемой конструкции в ключевых фазах раскрытия рефлектора. Проведен анализ движущих сил и моментов, действующих на конструкцию в процессе раскрытия. Установлена степень влияния положения точки подвеса на неточность обезвешивания. Результаты представленного в статье анализа могут быть использованы в качестве исходных данных для разработки алгоритма работы активной системы обезвешивания. Этот алгоритм сможет учитывать положение точки подвеса и центра масс конструкции относительно оси поворота спицы в процессе раскрытия рефлектора за счет изменения усилия обезвешивания.

Ключевые слова: крупногабаритный трансформируемый рефлектор, наземная экспериментальная отработка, система активного обезвешивания, центр масс.

Введение

В настоящее время в России и за рубежом активно ведутся работы по проектированию и испытаниям крупногабаритных рефлекторов космических антенн [1–4]. Это связано с тем, что увеличение размера рефлектора является эффективным способом улучшения радиосвязи в информационных спутниковых системах [5].

Большим размером апертуры обладают трансформируемые космические рефлекторы. Такие конструкции складываются в компактное стартовое положение перед установкой на космический аппарат, а затем на орбите приводятся в рабочее положение [6].

Для успешного раскрытия на орбите крупногабаритного трансформируемого рефлектора необходимо провести его наземную экспериментальную отработку [7]. Условия проведения наземной экспериментальной отработки космического аппарата существенно отличаются от условий его эксплуатации на орбите. В первую очередь, это обусловлено наличием силы тяжести и соответственно дополнительных нагрузок на механизмы раскрытия, шарнирные узлы и элементы конструкции [8]. Поэтому при проведении испытаний в наземных условиях необходимо минимизировать действие силы тяжести. Для выполнения этой задачи применяются системы обезвешивания [9–13].

1. Обезвешивание трансформируемого зонтичного рефлектора в процессе раскрытия

Раскрытие сложенного зонтичного рефлектора в его рабочее положение производится механизмом выдвижения мачты. Выдвижение мачты

^{🖂 2481}ghj@mail.ru

[©] Ассоциация «ТП «НИСС», 2021

сопровождается поворотом подкоса и удлинением оттяжки. Когда подкос примет положение 90° по отношению к спице и отодвинет оттяжку на максимальное расстояние от оси поворота (для создания максимального момента), начинает поворачиваться спица рефлектора. В процессе раскрытия под действием растягивающих усилий от формообразующей структуры концевые спицы поворачиваются [14].

Обезвешивание трансформируемого зонтичного рефлектора в процессе раскрытия реализуется системой активного обезвешивания, которая обеспечивает действие постоянной силы натяжения троса вдоль вектора тяжести. Обезвешивающее усилие прикладывается к каждой спице рефлектора путем их тросового подвеса на каретках, перемещающихся над рефлектором по горизонтальным направляющим [5; 15]. Схема обезвешивания спицы рефлектора представлена на рис. 1.

Однако при обезвешивании спиц рефлектора точка закрепления троса подвеса не совпадает с центром масс спицы. Дело в том, что конструкция рефлектора не позволяет экспериментально определить центр масс спицы с закрепленными на ней шнурами формообразующей структуры и сетеполотном. Поэтому трос крепится к отверстиям хомута, на который приходит оттяжка, поворачивающая спицу. Это приводит к возникновению дополнительных моментов сил, действующих на обезвешиваемую конструкцию.



Рис. 1. Схема обезвешивания спицы на стенде с активной системой обез вешивания (угол наклона троса обезвешивания γ = 0°)

Иными словами, нарушается одно из условий (1) инвариантности работы привода раскрытия спицы рефлектора от ее веса [5], т. е.

$$M(G_{\rm c}) + M(F_{\rm H}) = 0,$$
 (1)

где $M(G_c)$ – момент от силы тяжести спицы G_c вокруг оси поворота спицы; $M(F_{\rm H})$ – момент от силы натяжения троса обезвешивания $F_{\rm H}$ вокруг оси поворота спицы.

В таком случае, на работу электропривода, входящего в состав механизма выдвижения мачты, в процессе раскрытия рефлектора будут влиять вес спицы и усилие натяжения троса обезвешивания. В случае, когда $M(G_c) + M(F_H) > 0$ происходит возрастание энергозатрат электропривода. Когда $M(G_c) < M(F_H)$ происходит снижение энергозатрат электропривода, так как система обезвешивания будет помогать раскрытию спицы рефлектора.

С целью определения неточности обезвешивания спицы в сборе в процессе раскрытия рефлектора проведем сравнение момента от силы тяжести спицы в сборе с моментом от силы натяжения троса обезвешивания.

2. Анализ перемещения центра масс спицы в сборе в процессе раскрытия

В процессе раскрытия рефлектора происходит не только движение спицы в сборе вокруг оси поворота, но и перемещение подкоса, откидной консоли, оттяжки, формообразующей структуры и сетеполотна относительно силовой спицы. Это приводит к тому, что возникает отклонение центра масс, влияющее на величину момента от силы тяжести спицы в сборе.

Для определения перемещения центра масс спицы в сборе в процессе раскрытия рефлектора была разработана ее 3D модель. Эта модель включает: силовую спицу, откидную консоль, подкос, оттяжку, элементы системы укладки, сектор формообразующей структуры и сектор сетеполотна. Разработанная модель позволяет перестраивать систему в соответствии с ключевыми фазами раскрытия рефлектора.

В ходе многократных раскрытий рефлектора [14] было установлено, что откидная консоль может отходить от силовой спицы как ближе к началу раскрытия $i = 20^{\circ}$ (рис. 3), так и ближе к концу раскрытия $i = 50^{\circ}$ (рис. 2). С помощью модели были рассмотрены оба случая раскрытия спицы в сборе.

В связи с отсутствием возможности работы в САПР с текстильными материалами, а также невозможностью создания точной 3D модели клеевого соединения были приняты следующие допущения:

• в модели спицы масса клеевых соединений и бандажей из ниток были учтены путем уве-



личения плотности материала соответствующих конструктивных элементов;

• во всех положениях, за исключением рабочего, были построены предполагаемые зоны размещения формообразующей структуры и сетеполотна в виде объемных тел. Форма и положение этих тел были определены в ходе многократных раскрытий рефлектора [14]. Затем для каждого тела подбиралась плотность, при которой его масса становилась равной фактически измеренной массе формообразующей структуры и сетеполотна.





Рис. 3. Фазы раскрытия рефлектора (случай № 2): І – транспортное положение, ІІ – фиксация подкоса, ІІІ – отход откидной консоли, IV – отход оттяжки от подкоса, V – промежуточное положение, VI – рабочее положение

С помощью построенной модели было определено положение центра масс спицы в сборе во всех рассмотренных фазах раскрытия рефлектора (рис. 2 и 3). Координаты центра масс спицы в сборе в системе координат, жестко связанной с сило-

вой спицей (ось *OX* направлена вдоль спицы, ось *OY* строится перпендикулярно оси *OX* вдоль оси поворота силовой спицы, ось *OZ* дополняет систему координат до правой тройки), представлены в табл. 1.

Таблица 1

Состояние рефлектора	Угол поворота спицы, °	ОХ, мм	<i>ОҮ</i> *, мм	<i>ОΖ</i> , мм
Положение 1 (транспортное)	0	3423,9	-1,2	11,5
Положение 2 (фиксация подкоса)	0	3362,8	-1,2	-22,3
Положение 3-1 (промежуточное положение)	20	3398,0	-1,2	-11,3

Координаты центра масс спицы в сборе

Анализ процесса раскрытия зонтичного рефлектора на стенде

Положение 3–2 (отходит откидная консоль)	20	3400,7	-1,2	48,9
Положение 4–1 (подкос выходит из зацепле- ния с лентой)	40	3408,9	-1,2	-3,3
Положение 4–2 (подкос выходит из зацепле- ния с лентой)	40	3415,5	-1,2	56,5
Положение 5-1 (отходит откидная консоль)	50	3415,1	-1,2	48,1
Положение 5-2 (промежуточное положение)	50	3415,1	-1,2	48,1
Положение 6 (рабочее)	82	3382,8	-1,2	-10,9

Продолжение таблицы 1

211

* – в разработанной модели было рассмотрено равномерное распределение шнуров формообразующей структуры (ФОС) и сетеполотна, поэтому отсутствуют перемещения центра масс по оси *OY*.

3. Расчет движущих моментов в процессе раскрытия спицы

Момент от силы тяжести спицы в сборе G_c определяется по формуле:

$$M_{\tau i} = G_c L_{0i}, \qquad (2)$$

где L_{0i} – плечо усилия G_c относительно оси поворота спицы на угле *i*. Величина G_c определяется по формуле:

$$G_c = m_c g = 54 \,\mathrm{H},\tag{3}$$

где $m_{\rm c} = 5,5$ кг — фактически измеренная масса спицы в сборе.

На основе полученных координат центра масс спицы по схеме, представленной на рис. 4, были определены значения плеча относительно оси поворота спицы для всех рассмотренных положений и рассчитан момент от силы тяжести системы. Результаты представлены в табл. 2.



—— Траектория движения центра масс, с учётом перемещений внутри системы --— Траектория движения точки подвеса

Рис. 4. Схема определения плеч усилий G_с и F_н



Таблица 2

Момент от силы тяжести системы $G_{\rm c}$

Угол поворо- та,°	Сила тяже- сти <i>G</i> _c , Н	Плечо <i>L</i> _{0i} , м	Момент <i>М</i> _{т<i>i</i>} , Н∙м
0	54	0,02	1,08
20 (случай № 1)	54	1,17	63,18
20 (случай № 2)	54	1,12	60,48
40 (случай № 1)	54	2,19	118,26
40 (случай № 2)	54	2,15	116,1
50 (случай № 1)	54	2,59	139,86
50 (случай № 2)	54	2,59	139,86
82	54	3,35	180,9

Момент от силы натяжения троса обезвешивания определяется по формуле:

$$M_{\rm Hi} = F_{\rm H} L_{\rm li}, \qquad (4)$$

где $F_{\rm H}$ – усилие натяжения троса обезвешивания; L_{1i} – плечо усилия $F_{\rm H}$ относительно оси поворота спицы на угле *i*.

Усилие $F_{\rm H} = 40,8$ Н было определено экспериментально с помощью датчика силы в положении 10° до раскрытия рефлектора. Система активного обезвешивания обеспечивает в процессе раскрытия рефлектора действие постоянной силы натяжения троса $F_{\rm H}$ строго вертикально (вдоль вектора тяжести).

По схеме, представленной на рис. 4, были определены значения плеча усилия натяжения

троса обезвешивания $F_{\rm H}$ относительно оси поворота спицы для всех рассмотренных положений и рассчитан момент от силы $F_{\rm H}$. Результаты представлены в табл. 3.

Таблица 3

Момент от силы натяжения троса обезвешивания *F*_н

Угол пово- рота,°	Усилие на- тяжения троса $F_{\rm H}$, Н	Плечо L_{1i} , м	Момент <i>М</i> _{н<i>i</i>} , Н∙м
0	40,8	0,09	3,67
20	40,8	1,76	71,93
40	40,8	3,23	131,62
50	40,8	3,82	155,94
82	40,8	4,88	199,11

4. Анализ полученных результатов

Результаты расчета движущих моментов в процессе раскрытия спицы рефлектора представлены в сводной диаграмме моментов (рис. 5).

Согласно полученным результатам на всем этапе раскрытия рефлектора момент от силы натяжения троса обезвешивания превышает момент от силы тяжести. Разница моментов в процессе раскрытия рефлектора представлена в табл. 4.



Рис. 5. Сводная диаграмма моментов
Анализ процесса раскрытия зонтичного рефлектора на стенде

Таблица 4

Сравнение момента от силы натяжения троса обезвешивания с моментом от силы тяжести системы

Угол пово- рота, °	<i>М</i> _{н<i>i</i>} − <i>М</i> _{т<i>i</i>} (слу- чай 1), Н·м (%)	<i>М</i> _{ні} − <i>М</i> _{ті} (слу- чай 2), Н·м (%)
0	2,59 (240)	2,59 (240)
20	8,75 (14)	11,45 (19)
40	13,36 (12)	15,52 (13)
50	16,08 (12)	16,08 (12)
82	18,2 (10)	18,2 (10)

В конце раскрытия наблюдается минимальное расхождение (10 %) между моментами. Наиболее вероятными причинами этого расхождения являются неучтенные в расчете силы трения в системе обезвешивания и сила трения в шарнире спицы.

По результатам, представленным в табл. 4, можно также отметить, что в обоих случаях с уменьшением угла поворота спицы происходит увеличение разницы между моментами (в процентном соотношении). Так как сила тяжести G_c и усилие натяжения троса обезвешивания $F_{\rm H}$ постоянны в процессе раскрытия, то изменение разницы между моментами вызвано изменением соотношения плеч этих усилий:

$$\frac{L_{\rm li}}{L_{\rm 0i}} \neq {\rm const},\tag{5}$$

где L_{0i} – плечо силы тяжести системы G_c относительно оси поворота спицы на угле i; L_{1i} – плечо усилия натяжения троса обезвешивания $F_{\rm H}$ относительно оси поворота спицы на угле i.

Величина L_{0i}^{-} определяется по формуле:

$$L_{0i} = L_{0i} + \Delta_i, \tag{6}$$

где L_{0i} – составляющая плеча, которая возникает от движения спицы в сборе вокруг оси поворота спицы на угол i; Δ_i – составляющая плеча, которая возникает из-за отклонения центра масс спицы в сборе на угле i.

Величина L_{1i} определяется по формуле:

$$L_{1i} = L'_{1i} + \delta_i, (7)$$

где L'_{1i} – составляющая плеча, которая возникает от движения системы вокруг оси поворота спицы на угол *i*; δ_i – составляющая плеча, которая возникает на угле *i* из-за того, что точка подвеса располагается не на прямой, проходящей через ось поворота спицы и центр масс системы (рис. 6 и 7).

Значения всех составляющих плеч L_{0i} и L_{1i} в процессе раскрытия представлены в табл. 5.



Рис. 6. Составляющая плеча δ_i в рабочем положении



Рис. 7. Составляющая плеча δ_i в транспортном положении

Таблица 5

Угол поворота $i, ^{\circ}$	Составляющая $L_{0i}^{'}$, мм	Составляющая Δ_i , мм	ставляющая Составляющая Сост Δ_i , мм $L_{1i}^{'}$, мм		
0	0	22	0	87	
20 (случай № 1)	1171	2	1601	on	
20 (случай № 2)	11/1	-34	1081	82	
40 (случай № 1)	2170	15	2150	67	
40 (случай № 2)	2179	-27	5159		
50	2590	-5	3766	56	
82	3333	18	4868	12	

Значения составляющих плеч L_{0i} и L_{1i}

Как видно из результатов, представленных в табл. 5, с уменьшением угла поворота спицы составляющие L'_{0i} и L'_{1i} уменьшаются, а составляющая δ_i увеличивается. Именно это приводит к тому, что при действии усилия натяжения троса обезвешивания $F_{\rm H} = 40,8$ Н (которое определяется за 10° до раскрытия рефлектора, когда шнуры ФОС и сетеполотно распрямились, но еще не натянуты) происходит существенное переобезвешивание спицы в сборе на начальном этапе раскрытия. Влияние перемещения центра масс спицы в сборе в процессе раскрытия на изменение соотношения плеч оказалось не таким существенным (максимальное значение составляющей Δ_i было в случае № 2 при угле 20° и составило 34 мм).

Заключение

В работе приведены результаты анализа процесса раскрытия рефлектора зонтичного типа на стенде с активной системой обезвешивания. Из полученных результатов можно сделать выводы:

 центр масс спицы в сборе в процессе раскрытия перемещается незначительно (максимальное изменение плеча, вызванное перемещением центра масс, составило 34 мм). Перемещение центра масс, вызванное уходом откидной консоли, сетеполотна и ФОС от силовой спицы с одной стороны, компенсируется перемещением центра масс, вызванным уходом оттяжки с другой стороны;

• на начальном этапе раскрытия рефлектора происходит переобезвешивание подвижных частей рефлектора (спиц с закрепленными на них шнурами ФОС и сетеполотном). Это связано с тем, что усилие обезвешивания определяется ближе к концу раскрытия, когда составляющая плеча δ_i (которая возникает на угле *i* из-за того, что точка подвеса располагается не на прямой, проходящей через ось поворота спицы и центр масс системы) минимальна ($\delta_{82} = 12$ мм). В начале раскрытия влияние составляющей δ_i возрастает ($\delta_0 = 87$ мм), что при том же усилии натяжения троса подвеса $F_{\rm H} = 40,8$ Н приводит к переобезвешиванию спицы рефлектора.

Результаты представленного в статье анализа могут быть использованы в качестве исходных данных для разработки алгоритма работы активной системы обезвешивания, который сможет учитывать положение точки подвеса, центра масс системы относительно оси поворота спицы в процессе раскрытия рефлектора, путем изменения усилия обезвешивания. Это позволит предотвратить переобезвешивание спиц рефлектора на начальном этапе раскрытия и тем самым приблизит условия проведения наземной экспериментальной отработки антенн к условиям эксплуатации.

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] Im E., Thomson M., Fang H., Pearson J., Moore J., Lin J. Prospects of Large Deployable Reflector Antennas for a New Generation of Geostationary Doppler Weather Radar Satellites // American Institute of Aeronautics and Astronautics. 2007. doi: 10.2514/6.2007-9917.
- [3] Fang H., Im E. Mechanical Technology Development on A 35-m Deployable Radar Antenna for Monitoring Hurricanes // NASA ESTO B6P2, Earth Science Technology Conference 2006. Adelphi, Maryland. 2006. 6 p.
- [4] Chodimella S., Moore J., Otto J., Fang H. Design Evaluation of a Large Aperture Deployable Antenna // 47th AIAA/ ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Newport, Rhode Island. 2006. doi: 10.2514/6.2006-1603.
- [5] Малышенко А. М., Майков С. А. Методика определения относительных энергозатрат привода раскрытия рефлектора антенны зонтичного типа при наземных его испытаниях на стенде с активной системой обезвешивания // Доклады ТУСУР. 2018. № 4. С.123–129.
- [6] Лопатин А. В., Рутковская М. А. Обзор конструкций современных трансформируемых космических антенн (часть 1) // Вестник СибГАУ. 2007. № 2. С. 51–57.
- [7] Михалкин В. М., Перминов М. Д., Романенко И. В. Динамический расчет системы обезвешивания спицы крупногабаритного трансформируемого рефлектора // Решетневские чтения : материалы XV Междунар. науч.-практ. конф. 2011. Ч. 1. С. 81–82.
- [8] Верхогляд А. Г., Макаров С. Н., Михалкин В. М., Ступак М. Ф., Шевляков А. В. Автоматическая система обезвешивания крупногабаритных трансформируемых конструкций при раскрытии // Изв. вузов. Приборостроение. 2016. Т. 59. № 2. С.134–142.
- [9] Романенко И. В. Улучшение методики испытаний механических систем космических аппаратов // Труды МАИ. 2015. № 80. С. 4.
- [10] Кирилюк А. И., Подзоров В. Н., Евтеев А. Н. Стенд для обезвешивания горизонтально перемещающейся механической системы космического аппарата. Пат. 2372601 Российская федерация, 2009. Бюл. № 31.
- [11] Дроздов А. А., Агашкин С. В., Михнев М. М., Ушаков А. Р. Устройство имитации невесомости механизмов



с гибкой конструкцией элементов. Пат. 2334970 Российская федерация, 2008. Бюл. № 27.

- [12] Кудрявцев И. А. Способ имитации пониженной гравитации. Пат. 2410299 Российская федерация, 2011. Бюл. № 3.
- [13] Apparatus for antenna weightlessness develoypment test. Patent US 2014/0041444. 2014.
- [14] 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 аппарат. Пат. 2350519 Российская федерация, 2009. Бюл. № 9.
- [15] Шевляков А. В., Куклин В. А., Холодов В. В. Многоканальная автоматическая система обезвешивания крупногабаритных трансформируемых систем // Решетневские чтения : материалы XVIII Междунар. науч.практ. конф. 2014. Ч. 1. С. 113–115.

215

ANALYSIS OF THE UMBRELLA-TYPE REFLECTOR OPENING PROCESS ON A STAND WITH AN ACTIVE GRAVITY COMPENSATION SYSTEM

A. V. Ivanov, S. A. Zommer

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

During the verification of the functioning of the transformed structures in ground conditions, it is necessary to minimize the effect of gravity in order to exclude the occurrence of additional loads on the hinge assemblies and opening mechanisms. To perform this task, when testing a transformable umbrella-type reflector, stands with an active gravity compensation system are used, in which the gravity compensation force is applied to each spoke of the reflector. However, when compensating for the gravity spokes of the reflector, the fixing point of the suspension cable does not coincide with the center of mass of the spoke, which leads to the appearance of additional moments of forces acting on the suspended structure. Therefore, as an object of research, a part of the reflector was considered, consisting of a spoke, with cords of a formforming structure attached to it and a mesh. A 3D model has been developed, using which the positions of the center of mass of the structure under consideration were determined in the key phases of the reflector opening. A computational analysis of the driving forces and moments acting on the structure in the process of disclosure is carried out. The degree of influence of the suspension point position on the inaccuracy of gravity compensation has been established. The results of the analysis presented in the article can be used as initial data for the development of an algorithm for the operation of an active gravity compensation system, which will be able to take into account the position of the suspension point and the center of mass of the structure relative to the axis of rotation of the spoke during the opening of the reflector, by changing the gravity compensation force.

Keywords: large-size transformable reflector, ground experimental study, gravity compensation system, center of mass.

References

- Ponomarev S. V. Transformiruemye reflectory 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] Im E., Thomson M., Fang H., Pearson J., Moore J., Lin J. Prospects of Large Deployable Reflector Antennas for a New Generation of Geostationary Doppler Weather Radar Satellites // American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2007. doi: 10.2514/6.2007-9917.



216

- [3] Fang H., Im E. Mechanical Technology Development on A 35-m Deployable Radar Antenna for Monitoring Hurricanes // NASA ESTO B6P2, Earth Science Technology Conference 2006, Adelphi, Maryland, 2006, 6 p.
- [4] Chodimella S., Moore J., Otto J., Fang H. Design Evaluation of a Large Aperture Deployable Antenna // 47th AI-AA/ ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Newport, Rhode Island, 2006. doi: 10.2514/6.2006-1603.
- [5] Malyshenko A. M., Majkov S. A. Metodika opredeleniya otnositel'nykh energozatrat privoda raskrytiya reflektora antenny zontichnogo tipa pri nazemnykh ego ispytaniyakh na stende s aktivnoy sistemoy obezveshivaniya [Methodology of relative energy usage evaluation for an opening drive of umbrella-type reflector antenna at ground tests on active gravity compensation system] // TUSUR reports, 2018, no. 4, pp.123–129. (In Russian)
- [6] Lopatin A. V., Rutkovskaya M. A. Obzor konstruktsiy sovremennykh transformiruemykh 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)
- [7] Mihalkin V. M., Perminov M. D., Romanenko I. V. *Dinamicheskiy raschet sistemy obezveshivaniya spitsy krupnoga-baritnogo transformiruemogo reflektora* [Dynamic computation of foldable reflector rib zero gravity system] // Reshetnev readings : materials of the XV International scientific-practical conference, Krasnoyarsk, 2011, Part 1, pp. 81–82. (In Russian)
- [8] Verkhoglyad A. G., Makarov S. N., Mikhalkin V. M., Stupak M. F., Shevlyakov A. V. Avtomaticheskaya sistema obezveshivaniya krupnogabaritnykh transformiruemykh konstruktsiy pri raskrytii [Automatic gravity compensation system for large-size transformable constructions during deployment] // Journal of Instrument Engineering, 2016, vol. 59, no. 2, pp. 134–142. (In Russian)
- [9] Romanenko I. V. Uluchshenie metodiki ispytaniy mekhanicheskikh sistem kosmicheskikh apparatov [Improving the testing methods of mechanical systems of spacecraft] // «Trudy MAI» journal, 2015, no. 80, p. 4. (In Russian)
- [10] Kiriljuk A. I., Podzorov V. N., Evteev A. N. Stend dlya obezveshivaniya gorizontal'no peremeshchayushcheysya mekhanicheskoy sistemy kosmicheskogo apparata [Test bench to make spacecraft mechanical system weightless]. Patent RU 2372601, 2009, bulletin no. 31.
- [11] Drozdov A. A., Agashkin S. V., Mikhnev M. M., Ushakov A. R. Ustroystvo imitatsii nevesomosti mekhanizmov s gibkoy konstruktsiey elementov [Device of mechanism weightlessness simulation with flexible structure of elements]. Patent RU 2334970, 2008, bulletin no. 27.
- [12] Kudrjavtsev I. A. Sposob imitatsii ponizhennoy gravitatsii [Method of simulating low gravity]. Patent RU 2410299, 2011, bulletin no. 3.
- [13] Apparatus for antenna weightlessness develoypment test. Patent US 2014/0041444, 2014.
- [14] Testoedov N. A., Khalimanovich V. I., Shipilov G. V., Romanenko A. V., Shal'kov V. V., Velichko A. I., Akchurin V. P. Razvertyvaemyy krupnogabaritnyy reflektor kosmicheskogo apparata [Space vehicle deployable bulky reflector]. Patent RU 2350519, 2019, bulletin no. 9.
- [15] Shevlyakov A. V., Kuklin V. A., Kholodov V. V. Mnogokanal'naya avtomaticheskaya sistema obezveshivaniya krupnogabaritnykh transformiruemykh sistem [Multi-channel automatic system of a weight compensation of largesize transformed devices] // Reshetnev readings : materials of the XVIII International scientific-practical conference, Krasnoyarsk, 2014, part 1, pp. 113–115. (In Russian)

Сведения об авторах

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

ORCID: 0000-0002-6248-7665

Иванов 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. Решетнёва в 2019 году. Область научных интересов: механические устройства трансформируемых конструкций космических аппаратов.

ORCID: 0000-0002-3252-3987

УДК 621.8-1/-9 DOI 10.26732/j.st.2021.4.05

ВИБРОЗАЩИТА ПРЕЦИЗИОННОГО ОБОРУДОВАНИЯ КОСМИЧЕСКИХ АППАРАТОВ ОТ ВНУТРЕННИХ ИСТОЧНИКОВ ВОЗМУЩЕНИЙ

Ю. А. Жуков, Е. Б. Коротков, С. А. Матвеев, Н. С. Слободзян, О. В. Широбоков⊠

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

Работа посвящена вопросам защиты космического аппарата от влияния недопустимых внутренних вибрационных возмущений. Обозначена актуальность снижения вибрационной активности на борту космического аппарата для повышения точности целевой аппаратуры. Решается частная задача виброзащиты платформы космического аппарата от источника вибраций – электронасосного агрегата жидкостной системы терморегулирования. Определены основные требования к виброзащите электронасосного агрегата. Рассмотрены возможные способы снижения уровня вибрации, возбуждаемой электронасосным агрегатом на поверхности закрепления космического аппарата. Особое внимание уделено таким методам виброзащиты, как демпфирование и виброизоляция, реализуемые установкой между источником (электронасосным агрегатом) и объектом (космическим аппаратом) специальных виброзащитных устройств – виброизоляторов и вибродемпферов (амортизаторов). Описаны принципы работы вибродемпферов и виброизоляторов, наиболее распространенные материалы для вибродемпферов. Рассмотрены примеры конструктивных решений линейных одноосных виброизоляторов, разработаны рекомендации по применению перспективных изделий. Особо ставится акцент на применении металлорезины в качестве материала для виброизоляторов. Применительно к конкретному образцу электронасосного агрегата предложена схема пространственной структуры виброизоляции. Подробно приведены формулы для расчета, разработана математическая модель системы виброизоляции. Сформирован порядок расчета параметров системы. На основании модели определен максимально возможный уровень подавления вибрации в среднечастотной области.

Ключевые слова: космический аппарат, электронасосный агрегат, виброзащита, виброизоляция, одноосная система виброизоляции.

Введение

К новой целевой аппаратуре космических аппаратов (КА) предъявляются все более жесткие требования точности, надежности, ресурса, возникает необходимость диагностики бортовой аппаратуры [1], а также возникает необходимость ее защиты от вибровозмущений. Одной из таких задач является защита новейшего прецизионного оборудования от влияния возникающих в процессе эксплуатации недопустимых внутренних вибрационных воздействий, негативно влияющих на точность и разрешающую способность приборов и систем [2]. Таким образом, для улучшения разрешающей способности целевой аппаратуры при действии внутренних источников возмущений требуется решить комплекс задач по виброзащите как всего КА, так и частные задачи виброзащиты отдельных устройств и оборудования от источников вибровозмущений.

Одним из бортовых источников повышенных вибровозмущений КА является электронасосный агрегат (ЭНА) жидкостной системы терморегулирования, который функционирует непрерывно в процессе работы КА.

Представленные причины обуславливают актуальность, целесообразность и важность поставленных в настоящей статье задач исследования виброзащиты ЭНА: причин появления вибраций и способов борьбы с ними.

Shirok.93@mail.ru

[©] Ассоциация «ТП «НИСС», 2021



1. Требования к виброзащите ЭНА. Способы виброзащиты

На основании опыта эксплуатации космических платформ при проектировании высокоресурсного ЭНА предъявляются требования к ограничению вибрационной нагрузки в диапазоне частот от 5 до 1000 Гц и определен допустимый уровень ускорений 0,01 – 0,001 g для снижения неблагоприятного воздействия вибраций на работу целевой аппаратуры КА. При этом величина вибрации, генерируемой в ЭНА, должна оставаться в определенных выше рамках во время всего срока активного существования [3]. Такие показатели обеспечиваются методами виброзашиты.

Виброзащита от бортовых источников на КА может осуществляться по двум основным направлениям. Первое направление основывается на ограничении виброинтенсивности работы источника вибраций (ЭНА), что ведет к снижению вибровозмущений, передаваемых на корпус КА. Второе направление основывается на подавлении колебаний, поступающих от ЭНА на корпус КА, специальными средствами виброзащиты. В настоящее время наибольший интерес вызывает второе направление [3; 4].

Применительно к системе ЭНА–платформа–корпус КА виброзащита может осуществляться следующими способами:

• снижением виброактивности источника вибрации за счет конструктивных и технологических решений;

• применением вибродемпфирующих устройств и покрытий, вибродемпфирование (вибропоглощение);

• виброизоляцией, когда между источником вибраций и защищаемым объектом (КА) размещается дополнительное устройство, так называемый виброизолятор;

• динамическим изменением вибрации, при котором к защищаемому объекту присоединяется механическая система, изменяющая характер колебаний (виброгашение).

В данной статье подробно рассмотрим средства виброзащиты применительно к уже готовому образцу ЭНА, их конструктивные особенности и вопросы расчета.

2. Виброзащита ЭНА средствами вибродемпфирования и виброизоляции

Одним из основных способов уменьшения колебаний на исследуемом объекте с учетом повышенных требований к виброзащите рассматривается установка на ЭНА специальных виброзащитных устройств (ВЗУ) [3; 4]. К устройствам виброзащиты предъявляется ряд требований:

• не должны вносить существенных изменений в конструкцию при их установке на борт КА;

• должны иметь относительно небольшую массу;

• должны быть недорогими и достаточно простыми в изготовлении;

• должны снижать уровень вибровозмущений на прецизионной аппаратуре до уровней, удовлетворяющих техническим требованиям по ее эксплуатации;

• не должны потреблять энергию аппарата;

• должны быть надежными при эксплуатации и обеспечивать требуемый ресурс изделия.

Большой набор существующих ВЗУ позволяет реализовать с их помощью следующие методы виброзащиты ЭНА на борту КА:

• демпфирование;

• виброизоляция;

• динамическое гашение виброколебаний (пассивное виброгашение);

• активное виброгашение;

• комбинированный способ.

2.1 Демпфирование

Демпфирование является одним из эффективных способов виброзащиты. Конструкция системы виброизоляции должна обладать определенными демпфирующими свойствами для того, чтобы снизить амплитуды колебаний до значений, удовлетворяющих техническим условиям при эксплуатации прецизионных устройств. Благодаря только одному подбору наиболее рационального демпфирования возможно повысить работоспособность системы виброзащиты более, чем в три раза [3].

Основные причины рассеивания (диссипации, демпфирования) вибраций:

• внутреннее трение в деталях и элементах конструкции при изменении их напряженного состояния (явление механического гистерезиса);

• трение в контактах деталей и конструкций при относительном перемещении (сухое трение);

• жидкостное (гидравлическое, вязкое) трение, например, трение в гидродинамических (гидростатических) опорах ЭНА.

К перспективным материалам для разработки устройств виброзащиты можно отнести волоконноусиленные композитные материалы, сплавы высокого демпфирования, магнитно-жидкостные и др. [5; 6].

2.2 Виброизоляция

Виброизоляция, как средство виброзащиты, основана на снижении механических колебаний между источником вибраций (ЭНА) и объектом виброзащиты (КА) путем изменения собственной частоты колебаний особого устройства – виброизолятора (ВИ) [7].

Как правило, собственная частота виброизолятора должна быть существенно ниже частоты источника возмущений.

Основной принцип работы виброизоляции заключается именно в ослаблении упругих связей между источником и объектом изоляции. Схема виброизоляции приведена на рис. 1.



Рис. 1. Схема виброизоляции

Во многих случаях это оказывается достижимым при использовании безынерционного виброизолирующего устройства в виде одноосного виброизолятора, представленного на рис. 2.



Рис. 2. Схема одноосного виброизолятора

Другие названные выше специальные методы виброзащиты, такие как активные и пассивные динамические виброгасители, системы активной виброзащиты, не всегда применимы в рассматриваемой системе ЭНА–корпус КА по причине ограничений мощности бортового электропитания и (или) значительному увеличению габаритов устройств и в настоящей работе не рассматриваются. Но, вместе с тем, они применяются в устройствах виброзащиты для других типов внутренних источников вибровозмущений, например для двигателей-маховиков силовых гироскопов системы ориентации и стабилизации КА [3].

Для виброзащиты рассматриваемого типа ЭНА целесообразно строить схему виброзащиты на базе пассивных демпферов и изоляторов.

Известно большое количество типов пассивных виброизоляторов, приведем наиболее распространенные из них:

1) Стальные пружины.

2) Эластомерные виброизоляторы.

 Гидравлические виброизоляторы и демпферы на основе магнитных жидкостей.

4) Виброизоляторы сухого трения, как правило, цельнометаллические (пластинчатые, тросовые, из прессованной проволочной сетки, в частности металлорезина (MP)).

К перспективным материалам для разработки устройств виброзащиты можно отнести волоконноусиленные композитные материалы, сплавы высокого демпфирования, магнитно-жидкостные и др. [5; 6].

Исходя из вышеизложенного, для защиты опорных узлов и корпуса КА от силовых вибровозмущений вибраций со стороны исследуемого ЭНА целесообразно применять виброизоляторы сухого трения или виброизоляторы на основе перспективных композитных материалов. Особый интерес и перспективы применения в ЭНА вызывают виброизоляторы на основе МР.

2.3 Система виброизоляции

Виброизоляторы, демпферы, динамические гасители могут объединяться в виброзащитную систему. Принцип работы виброзащитной системы основывается на ослаблении связей источника возмущений с корпусом КА в частотном спектре, не входящем в область управления аппаратом. Максимальные значения кинематических параметров, отрицательно влияющих на работу бортовой прецизионной аппаратуры, наблюдаются именно в данном спектре частот, если рассматривать микровозмущения КА. Для надлежащей работы ЭНА важно не попадать в зону резонанса, поэтому полоса частотного диапазона его работы лежит в пределах от 5 Гц до единиц кГц [3].

Для установки ВИ на корпусе КА должны быть предусмотрены специальные посадочные места или кронштейны, к которым крепится ЭНА через виброизоляторы. Таким образом, ВИ должны исполнять роль прокладок между ЭНА и корпусом КА в местах установки ЭНА.

На базе одноосных виборизоляторов можно построить одномерную и (или) пространственную систему виброизоляции ЭНА.

2.4 Одноосная система виброизоляции

Одноосная система виброизоляции может быть построена на базе одноосного виброизолятора или группы виброизоляторов, работающих по одной оси. Расчетная схема одноосного виброизолятора приведена на рис. 4.

Для такого изолятора реакцию R на корпусе КА можно считать пропорциональной деформации Cx и скорости деформации $b\dot{x}$, где C – коэффициент жесткости упругого элемента, b – коэффициент демпфирования:

$$R = Cx + bx. \tag{1}$$

При этом силы вибровозмущения и внутренние силы, с которыми виброизолирующее устройство, расположенное между источником и объектом, воздействует на них, считаются направленными вдоль оси X, тем самым ось X служит осью рассматриваемого виброизолятора.

Приведенная зависимость описывает линейную характеристику простого безынерционного виброизолятора: при b = 0 – характеристику ли-



нейного идеально упругого элемента (пружины), при C = 0 – характеристику линейного вязкого демпфера. Коэффициенты *С* и *b* – соответственно жесткость и скорость демпфирования.

2.5 Пространственная система виброизоляции

В зависимости от конструкции ЭНА возможные схемы размещения виброизоляторов на основании КА приведены на рис. 3.





Рис. 3. Мультиосевая схема размещения виброизоляторов

Для расчета пространственной (мультиосевой) системы виброизоляции необходимо решать комплексную задачу расчета виброизоляторов в системе «корпус КА-технологическая платформа-ЭНА». Указанная перспективная задача требует расширенных знаний и дополнительных исследований об объекте виброзащиты – конструкции платформы и корпуса КА.

3. Расчет одноосной системы виброизоляции

В настоящей работе реализуем упрощенную методику расчета одноосной системы виброизоляции, представленной на рис. 4.



Рис. 4. Расчетная схема одноосной виброизоляции в системе «корпус КА – технологическая платформа – ЭНА»

Как показано на рис. 6, источником вибровозмущений (вибросилы F_v) является ЭНА с массой *m*₁, установленный на технологической платформе массой *m*₂ в виброизолирующих опорах.

Опора имеет приведенную жесткость C_1 и коэффициент демпфирования b₁. В свою очередь технологическая платформа соединена с корпусом КА массой m_3 , упругой связью жесткостью C_2 и коэффициентом демпфирования *b*₂.

Считая формирование сил реакций по линейной зависимости (1), определим уравнения динамики, описывающей деформации x_1, x_2, x_3 , в системе:

$$\begin{cases} m_1 x_1 = F_v + C_1 (x_2 - x_1) + b_1 (x_2 - x_1) \\ m_2 x_2 = -C_1 (x_2 - x_1) - b_1 (x_2 - x_1) + C_2 (x_3 - x_2) + b_2 (x_3 - x_2) \\ m_3 x_3 = -C_2 (x_3 - x_2) - b_2 (x_3 - x_2) \end{cases}$$
(2)

Движение в системе определяется на основе системы линейных дифференциальных уравнений 6-го порядка.

При заданных массах системы, жесткости С2 и демпфирования b2 платформы и корпуса КА, а также по заданным вибровозмущениям F_v требуется определить параметры виброизолятора (жесткость C_1 и демпфирования b_1), обеспечивающие заданную эффективность виброизоляции в системе.

Определим систему уравнений движения при абсолютно жестком соединении ЭНА и платформы, тогда получим:

$$\begin{cases} (m_2 + m_1)x_2 = F_v + C_2(x_3 - x_2) + b_2(x_3 - x_2) \\ m_3x_3 = -C_2(x_3 - x_2) - b_2(x_3 - x_2) \end{cases}$$
(3)

Применяя преобразование Лапласа для системы уравнений (2), исключая переменные x_1 и x_3 , можно получить передаточную функцию $W_{_{\rm BH}}(s) = \frac{X_{_{2\rm BH}}(s)}{F_{_{\rm V}}(s)}$ – для системы с виброизолятором, анало-

гично
$$W(s) = \frac{X_2(s)}{F_v(s)}$$
 – передаточную функцию для системы без виброизолятора.

Тогда из отношения передаточных функций получим передаточную функцию коэффициента эффективности виброизоляции:

Виброзащита прецизионного оборудования космических аппаратов

$$\eta(s) = \frac{W_{\text{BH}}(s)}{W(s)} = \frac{a_3 s^3 + a_2 s^2 + a_1 s + a_0}{a_4 s^4 + a_3 s^3 + a_2 s^2 + a_1 s + a_0},$$

$$a_3 = b_1 m_3 m_1^2 + b_1 m_2 m_3 m_1,$$

$$a_2 = C_1 m_1^2 m_3 + b_1 b_2 m_1^2 + C_1 m_1 m_2 m_3 + b_1 b_2 m_1 m_2 + b_1 b_2 m_1 m_3,$$

$$a_1 = C_1 b_2 m_1^2 + C_2 b_1 m_1^2 + C_1 b_2 m_1 m_2 + C_2 b_1 m_1 m_2 + C_1 b_2 m_1 m_3 + C_2 b_1 m_1 m_3 + C_2 b_1 m_2 m_3,$$

$$a_0 = C_1 C_2 m_1^2 + C_1 C_2 m_1 m_2 + C_1 C_2 m_1 m_3 + C_1 C_2 m_2 m_3,$$

$$n_4 = m_1^2 m_2 m_3,$$

$$n_3 = b_1 m_1^2 m_3 + b_2 m_1^2 m_2 + b_2 m_1^2 m_3 + b_1 b_2 m_1^2 + C_1 m_1 m_2 m_3 + b_1 b_2 m_1 m_2 + b_1 b_2 m_1 m_3,$$

$$n_1 = C_1 b_2 m_1^2 + C_2 b_1 m_1^2 + C_1 b_2 m_1 m_2 + C_2 b_1 m_1 m_2 m_3,$$

$$n_1 = C_1 b_2 m_1^2 + C_2 b_1 m_1^2 + C_1 b_2 m_1 m_2 + C_2 b_1 m_1 m_2 m_3 + b_1 b_2 m_1 m_3 + C_2 b_1 m_1 m_3,$$

$$n_1 = C_1 b_2 m_1^2 + C_2 b_1 m_1^2 + C_1 b_2 m_1 m_2 + C_2 b_1 m_1 m_2 + C_1 b_2 m_1 m_3 + C_2 b_1 m_1 m_3,$$

$$n_0 = C_1 C_2 m_1^2 + C_1 C_2 m_1 m_2 + C_2 b_1 m_1 m_2 m_3,$$

$$n_0 = C_1 C_2 m_1^2 + C_1 C_2 m_1 m_2 + C_2 b_1 m_1 m_2 m_3 + b_1 b_2 m_1 m_3 + C_2 b_1 m_1 m_3,$$

$$n_0 = C_1 C_2 m_1^2 + C_1 C_2 m_1 m_2 + C_1 C_2 m_1 m_3 + C_1 b_2 m_1 m_3 + C_2 b_1 m_1 m_3,$$

$$n_0 = C_1 C_2 m_1^2 + C_1 C_2 m_1 m_2 + C_1 C_2 m_1 m_3$$

Найденное соотношение используется для синтеза параметров виброизолятора по заданной частотной характеристике вибровозмущения и желаемым параметрам эффективности системы виброизоляции.

На рис. 5 представлены примеры частотных характеристик коэффициентов динамичности для системы виброизоляции с параметрами:

Система 1: C_1 =100 H/м, b_1 =1 H·c/м, C_2 =1000, b_2 =1 H·c/м, m_1 =2 кг, m_2 =200 кг, m_3 =2000 кг Система 2: C_1 =200 H/м, b_1 =5 H·c/м, C_2 =2000, b_2 =2 H·c/м, m_1 =2 кг, m_2 =200 кг, m_3 =2000 кг Система 3: C_1 =300 H/м, b_1 =10 H·c/м, C_2 =3000, b_2 =3 H·c/м, m_1 =2 кг, m_2 =200 кг, m_3 =2000 кг Система 4: C_1 =300 H/м, b_1 =1 H·c/м, C_2 =1000, b_2 =1 H·c/м, m_1 =2 кг, m_2 =10 кг, m_3 =2000 кг

Наибольшие значения коэффициента виброизоляции (соответственно наименьшая эффективность) проявляются в области низких частот. Как правило, расчет системы виброизоляции выполняется по заданной эффективности виброизолятора на резонансной частоте. Предпочтительны схемы «мягких» виброизоляторов с малой жесткостью. Отметим, что при массе платформы, сравнимой с массой ЭНА, «проявляется» второй резонансный пик. ний, которые возникают при работе ЭНА. В БГТУ «ВОЕНМЕХ» созданы опытный образец ЭНА и стендовое оборудование для оценки вибровозмущений, возникающих в процессе эксплуатации. На рис. 6 демонстрируются характеристики вибровозмущений ЭНА, измеренные на стенде. Спектры вибровозмущений по осям X, Y и Z демонстрируют наличие явных пиков на некоторых частотах вибровозмущений.



Рис. 5. Частотные характеристики коэффициента динамичности при различных параметрах системы виброизоляции

Для расчета эффективности виброзащиты необходимо знать характеристики вибровозмуще-



Рис. 6. Характеристики вибровозмущений, полученных на стендовом оборудовании



На основе полученных характеристик виброускорений по значениям амплитуд и частот пиков, применяя функцию (4), можно решить задачу поиска в заданном диапазоне оптимальных значений коэффициента демпфирования и жесткости виброизолятора.

Для представленных на рис. 8 вибровозмущений выделяются низкочастотные и среднечастотные пики на частотах: 2, 5, 20, 41, 78, 157, 196, 236, 315 Гц с амплитудами: 0,01, 0,008, 0,007, 0,009, 0,021, 0,025, 0,018, 0,017, 0,015 м/с².

При полигармоническом воздействии с заданными частотами ω_i для оценки эффективности виброзащитной системы рассчитывается коэффициент снижения дисперсии [8]:

$$k^{(D)} = \frac{0.5\sum_{i=1}^{2}\omega_i^4 \delta_i^2 \left| K_x(j\omega_i) \right|^2}{0.5\sum_{i=1}^{2}\omega_i^4 \delta_i^2},$$
 (5)

где ω_i и δ_i – частота и амплитуда гармоник полигармонического воздействия.

Используя указанное соотношение по заданной жесткости виброизолятора и минимизируя $k^{(D)}$ для заданного диапазона частот и амплитуд, получим расчетное значение коэффициента демпфирования виброизолятора (рис. 7).

Например, для параметров системы $C_1 = 300$ H/м, $C_2 = 1000$ H/м, $b_2 = 1$ H·c/м, $m_1 = 2$ кг, $m_2 = 10$ кг, $m_3 = 2000$ кг и ряда частот и амлитуд: 2, 5, 20 Гц; 0,01, 0,008, 0,007 м/с² получим квазиоптимальное значение демпфирования по критерию (5) $b_1 = 8,89$.





Конструкционный расчет и моделирование виброизоляторов

В авиационной и космической технике для решения задач виброизоляции и конструкционного демпфирования активно применяются устройства на основе MP. Конструкционный расчет параметров металлорезиновых виброизоляторов подробно изложен в работах [9; 10].

При моделировании системы виброизоляции удобно использовать методику, представленную в работе [10]. Для расчета поля гистерезисных петель, образующих упруго-гистерезисные характеристики виброизолятора, используется соотношение (6):

$$F_{{}_{\mathrm{BH}}}(x) = \eta(\xi, \xi_0, \nu) \cdot F_{\sigma}(x), \qquad (6)$$

где $F_{\sigma}(x)$ — базовая функция преобразования, ξ — безразмерная деформация цикла, ξ_0 — начальная деформация цикла, $\eta(\xi, \xi_0, v)$ — функция поля гистерезисных петель (7):

$$\eta(\xi,\xi_0,\nu) = \xi + (-1)^{\nu+1} + 2d(-1)^{\nu} e^{-k|\xi-\xi_0|/d}, \quad (7)$$

где v – режим нагружения (v = 1 – нагрузка, v = 2 – разгрузка); d – отношение цикла нагрузки; k = 5 – коэффициент приведения, зависящий от типа виброизолятора.

На рис. 8 представлены типовые упругогистерезисные характеристики виброизолятора ДКУ-48-5/15, на основании (6) и (7) формируется ряд характеристик виброизоляторов (8):

$$F_{\rm BH}(x) = \eta(\xi, \xi_0, v) \cdot F_{\sigma}(x) \cdot (D_i / 48)^2, \qquad (8)$$

где D_i – диаметр виброизолятора, мм.



Рис. 8. Параметры виброизолятора ДКУ-48-5/15

Тогда для имитационного моделирования системы виброизоляции из (2) и (8) получим систему уравнений (9), описывающих вибрационные процессы в одноосной системе виброизоляции ЭНА:

Виброзащита прецизионного оборудования космических аппаратов

$$\begin{cases} m_1 x_1 = F_v + F_{\text{BH}}(x_2 - x_1) \\ m_2 x_2 = -F_{\text{BH}}(x_2 - x_1) + C_2(x_3 - x_2) + b_2(x_3 - x_2). \\ m_3 x_3 = -C_2(x_3 - x_2) - b_2(x_3 - x_2) \end{cases}$$
(9)

Проверка расчетной процедуры выполняется средствами моделирования системы виброизоляции ЭНА. На основе уравнений (9) в среде Matlab Simulink разработана имитационная модель одноосной системы виброизоляции, показанная на рис. 9.

На рис. 10 демонстрируются результаты моделирования вибросистемы с виброизолятором ДКУ–24–5/15, упруго-гистерезисные характеристики которого рассчитаны на основе формул (6) – (8).

Как показывают результаты моделирования, стандартный виброизолятор на основе МР успешно решает задачу виброизоляции, обеспечивая значение коэффициента виброизоляции для среднечастотных возмущений в установившемся режиме порядка –40 дБ.



Рис. 9. Модель одноосной системы виброизоляции



Рис. 10. Моделирование одноосной системы виброизоляции с виброизолятором ДКУ-24-5/15

Заключение

На основе анализа литературных источников и опыта эксплуатации ЭНА определены требования к защите ЭНА от влияния недопустимых вибровозмущений.

Рассматривается установка на ЭНА специальных ВЗУ: демпферов и виброизоляторов. Для виброзащиты рассматриваемого типа ЭНА целесообразно строить схему виброзащиты на базе пассивных демпферов и изолятороов. Исходя из анализа применяемых в космической отрасли типов виброизоляторов, целесообразно применять виброизоляторы сухого трения или виброизоляторы на основе перспективных композитных материалов. Особый интерес и перспективы применения в ЭНА вызывают виброизоляторы на основе MP. В основу расчета схем виброизоляции положена модель безынерционного одноосного виброизолятора. На базе одноосных виброизоляторов можно построить одномерную и (или) пространственную систему виброизоляции электронасосного агрегата.

Разработана упрощенная методика расчета одноосной системы виброизоляции, позволяющая по заданным параметрам системы (массы, жесткости и демпфирования корпуса КА и платформы), а также по заданным вибровозмущениям определить основные параметры виброизолятора (его жесткость и демпфирование).

Получена передаточная функция коэффициента динамичности, которая используется для оценки эффективности системы виброизоляции по заданной частотной характеристике вибровозмущения.



Разработанная методика конструкционного расчета виброизолятора, использующая его упруго-гистерезисные характеристики, продемонстрирована на примере расчета виброизолятора типа ДКУ-24-5/15 из материала МР.

Проверка расчетного алгоритма выполнена средствами моделирования системы виброизоляции ЭНА. В среде Matlab Simulink разработана имитационная модель одноосной системы виброизоляции.

Результаты моделирования показывают, что стандартный ВИ на основе МР успешно решает задачу виброизоляции, обеспечивая коэффициент виброизоляции для среднечастотных возмущений в установившемся режиме порядка –40 дБ.

Благодарности

Работа выполнена в рамках НИОКТР комплексного проекта «Создание высокотехнологичного импортозамещающего производства высокоресурсных элементов систем исполнительной автоматики транспортной и авиационно-космической техники, обеспечивающей освоение и использование Мирового Океана, Арктики и Антарктики» при финансовой поддержке Министерства науки и высшего образования Российской Федерации (соглашение № 075-11-2019-077 от 13.12.2019) в соответствии с постановлением Правительства РФ от 09.04.2010 № 218.

Список литературы

- [1] Матвеев С. А., Жуков Ю. А., Коротков Е. Б., Широбоков О. В., Надежин М. И., Ладыгин А. П. Обзор методов диагностики электронасосных агрегатов спутниковых платформ // Радиопромышленность. 2020. № 30 (3). С. 86–98.
- [2] Lu J., Liu X., Zeng Y., Zhu B., Hu B., Yuan S., Hua H. Detection of the Flow State for a Centrifugal Pump Based on Vibration // Energies. 2019. no. 12 (16). P. 3066. doi: 10.3390/en12163066.
- [3] Телепнев П. П., Кузнецов Д. А. Методы виброзащиты прецизионных космических аппаратов. Химки : АО «НПО Лавочкина», 2019. 263 с.
- [4] Телепнев П. П., Кузнецов Д. А. Основы проектирования виброзащиты космических аппаратов : учеб. пособие. М. : Изд. МГТУ им. Н. Э. Баумана, 2019. 102 с.
- [5] Мишин Д. Д. Магнитные материалы. М. : Высшая школа, 1981. 335 с.
- [6] Фавстов Ю. К. Демпфирующие сплавы // Итоги науки и техники. Серия Металловедение и термическая обработка. 1984. Т. 18. С. 98–154.
- [7] Ефанов В. В., Телепнев П. П., Кузнецов Д. А. Межпланетные станции с прецизионной точностью ориентации: требования по обеспечению комплексной виброзащиты // Астрономический вестник. 2019. Т. 53. № 6. С. 475–480.
- [8] Вибрации в технике: справочник. В 6-ти томах. Т. 6. Защита от вибрации и ударов. М. : Машиностроение, 1981. 456 с.
- [9] Лазуткин Г. В. Динамика виброзащитных систем с конструкционным демпфированием и разработка виброизоляторов из проволочного материала МР. Самара : СамГУПС, 2010. 304 с.
- [10] Чегодаев Д. Е., Пономарев Ю. К. Демпфирование. Самара : Изд во СГАУ, 1997. 334 с.

PROTECTION OF PRECISION SPACECRAFT EQUIPMENT FROM INTERNAL SOURCES OF VIBRATION

Yu. A. Zhukov, E. B. Korotkov, S. A. Matveev, N. S. Slobodzyan, O. V. Shirobokov

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

The work is devoted to the protection of a spacecraft from the influence of unacceptable internal vibration sources. The urgency of reducing the vibration activity on board the spacecraft to improve the accuracy of the target equipment is indicated. A particular problem of vibration

Виброзащита прецизионного оборудования космических аппаратов

protection of the spacecraft platform from a vibration source – an electric pump unit of a liquid thermal control system – is being solved. The basic requirements for electric pump unit vibration protection have been determined. Possible ways to reduce the level of vibration excited by the electric pump unit on the surface of the spacecraft fixation are considered. Particular attention is paid to such vibration protection methods as damping and vibration isolation, implemented by installing special vibration protection devices between the source (electric pump unit) and the object (spacecraft) – vibration isolators and vibration dampers. The principles of operation of vibration dampers and vibration isolators, the most common materials for vibration dampers are described. Examples of constructive solutions for linear single-axial vibration isolators are considered, recommendations for the use of promising products are developed. Particular emphasis is placed on the use of metal rubber as a material for vibration isolators. With regard to a specific design of electric pump unit, a diagram of the spatial structure of vibration isolation is proposed. Formulas for calculation are given in detail, a mathematical model of the vibration isolation system is developed. The procedure for calculating the parameters of the system has been formed. Based on the model, the maximum possible level of vibration suppression in the mid-frequency region was determined. Minimum required number of operable pixels was identified for monitoring the water surface with sufficient accuracy and reliability.

Keywords: spacecraft, electric pump unit, vibration protection, vibration isolator, single-axial vibration system.

References

- [1] Matveev S. A., Zhukov Yu. A., Korotkov E. B., Shirobokov O. V., Nadezhin M. I., Ladygin A. P. Obzor metodov diagnostiki electronasosnih agregatov sputnikovih platform [Overview of diagnostic methods for electric pump units of satellite platforms] // Radiopromyshlennost', 2020, no. 30 (3), pp. 86–98. (In Russian)
- [2] Lu J., Liu X., Zeng Y., Zhu B., Hu B., Yuan S., Hua H. Detection of the Flow State for a Centrifugal Pump Based on Vibration // Energies, 2019, no. 12 (16), P. 3066. doi: 10.3390/en12163066.
- [3] Telepnev P. P., Kuznetsov D. A. Metodi vibrozaschiti precizionnih kosmicheskih apparatov [Vibration protection methods for precision spacecraft]. Khimki, NPO Lavochkina JSC, 2019, 263 p. (In Russian)
- [4] Telepnev P. P., Kuznetsov D. A. Osnovi proektirovaniya vibrozaschiti kosmicheskih apparatov [Fundamentals of designing vibration protection for spacecraft]. Moscow, MSTU after N. E. Bauman, 2019, 102 p. (In Russian)
- [5] Mishin D. D. Magnitniye materiali [Magnetic materials]. Moscow, Higher school, 1981, 335 p. (In Russian)
- [6] Favstov Yu. K. Dempfiruyuschie splavi [Damping alloys] // Results of Science and Technology. Series Metal Science and Heat Treatment, 1984, vol. 18, pp. 98–154. (In Russian)
- [7] Efanov V. V., Telepnev P. P., Kuznetsov D. A. Mezhplanetnie stancii s pretsizionnoy tochnostiyu orientatsii: trebovaniya po obespecheniyu kompleksnoy vibrozaschiti [Interplanetary stations with precision orientation: requirements for providing comprehensive vibration protection] // Astronomicheskiy vestnik, 2019, vol. 53, no. 6, pp. 475–480. (In Russian)
- [8] *Vibracii v tehnike: spravochnik v 6 tomah. Tom 6: Zashita ot vibratsii i udara* [Vibration in technology. vol. 6. Protection from vibration and shock]. Moscow, Mechanical Engineering, 1981, 456 p. (In Russian)
- [9] Lazutkin G. V. Dinamika vibrozaschitnih sistem s konstrukcionnim dempfirovaniem i razrabotka vibroizolyatorov iz provolochnogo materiala MR [Dynamics of vibration protection systems with structural damping and development of vibration isolators from wire material MR]. Samara, SamGUPS, 2010, 304 p. (In Russian)
- [10] Chegodaev D. E., Ponomarev Yu. K. Vibrodempfirovanie [Damping]. Samara, Publishing house of SSAU, 1997, 334 p. (In Russian)

Сведения об авторах

Жуков Юрий Александрович – научный сотрудник научно-исследовательской лаборатории робототехнических и мехатронных систем Балтийского государственного технического университета «BOEHMEX» им. Д. Ф. Устинова.

Коротков Евгений Борисович – кандидат технических наук, доцент, главный научный сотрудник научноисследовательской лаборатории робототехнических и мехатронных систем Балтийского государственного технического университета «BOEHMEX» им. Д. Ф. Устинова.





Матвеев Станислав Алексеевич – кандидат технических наук, проректор по научной работе и инновационному развитию Балтийского государственного технического университета «BOEHMEX» им. Д. Ф. Устинова. ORCID: 0000-0001-5206-2957

Слободзян Никита Сергеевич – начальник, научный сотрудник научно-исследовательской лаборатории робототехнических и мехатронных систем Балтийского государственного технического университета «BOEHMEX» им. Д. Ф. Устинова.

Широбоков Олег Вячеславович – младший научный сотрудник научно-исследовательской лаборатории робототехнических и мехатронных систем Балтийского государственного технического университета «BOEHMEX» им. Д. Ф. Устинова.

ORCID: 0000-0002-8005-4353

УДК 620.1.05 DOI 10.26732/j.st.2021.4.06

ВЛИЯНИЕ РАДИУСА ШАРА ПРИ ИССЛЕДОВАНИИ МАТЕРИАЛОВ С ПОМОЩЬЮ УПРУГОПЛАСТИЧЕСКОГО ИНДЕНТИРОВАНИЯ

Н. Н. Автономов, А. В. Тололо⊠

Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва, г. Красноярск, Российская Федерация

В статье рассматривается исследование влияния величины радиуса шара при индентированиии образца на форму кривой в координатах «нагрузка – глубина вдавливания», отклонение глубины вдавливания при упругопластическом вдавливании от глубины вдавливания при упругом вдавливании и величину осевой деформации шара. Исследование проводилось с помощью программы Ansys Mechanical APDL, реализующей метод конечных элементов. В процессе исследования было установлено, что при изменении радиуса шара не происходит какого-либо явного изменения поведения материала образца, а отклонение глубины при упругопластическом вдавливании от глубины при упругом вдавливании не зависит от величины радиуса шара. Также было установлено влияние величины радиуса шара на величину осевой деформации шара. Предложена формула для определения величины осевой деформации для шара любого диаметра, что позволяет определять реальную глубину вдавливания при использовании шаров разных радиусов.

Ключевые слова: индентирование шара, предел текучести, метод конечных элементов, осевая деформация шара.

Введение

При массовом контроле свойств материалов отдельных элементов аэрокосмических конструкций в зонах, наиболее подверженных технологическим операциям изменения формы и размеров (гибка, штамповка, сварка), зачастую нет возможности изготовления образцов стандартных размеров для испытаний интересуемых локальных зон [1–3]. Поэтому для расширения контроля, дополнительно к стандартным, представляют особый интерес безобразцовые методы определения механических характеристик материалов, например, метод вдавливания шарового индентора [4–9] с непрерывной записью параметров «нагрузка – глубина вдавливания».

Наиболее интересным моментом в испытании является появление в материале образца зоны пластичности под пятном контакта и определение соответствующих величин нагрузки и глубины внедрения шара. Параллельные испытания стандартных образцов-свидетелей технологического процесса и вдавливания шарового индентора позволяют установить корреляционную зависимость для предела текучести и перейти к неразрушающим исследованиям свойств элементов конструкции [10–11].

Из теории подобия известно, что напряженные состояния для геометрически подобных расчетных схем для упругого тела подобны. Однако, при упругопластическом поведении материала этот вывод неочевиден.

Для решения контактной задачи о вдавливании шарового индентора в упругопластический образец использовалось программное обеспечение Ansys Mechanical APDL 2020 [12–14]. Был проведен нелинейный статический анализ осесимметричной модели шара и образца с заранее неизвестной областью контакта [15]. Расчетная схема и свойства материалов показаны на рис. 1. При решении задачи о вдавливании шара ключевым моментом является появление в образце пластической области и определение соответствующих величин нагрузки и глубины погружения шара. Этот момент определяется расхождением графиков «нагрузка – глубина внедрения» для чисто упругого и упругопластического случаев решения (рис. 2).

В связи с неизвестной закономерностью упругопластического поведения свойств материала для подобных в геометрическом отношении расчетных схем, необходимо выяснить влияние изменения диаметра шара на форму диаграммы «нагрузка – глубина вдавливания», найти оптималь-

^{🖂 8350474@}gmail.com

[©] Ассоциация «ТП «НИСС», 2021



ный размер шара для определения точки перехода материала из упругого в пластическое состояние для используемой пары материалов индентора и образца. Также необходимо установить поправку на осевую деформации шара [16; 17] для диаграммы «нагрузка – глубина внедрения», как функцию диаметра шара. Поправочная функция будет использована в экспериментальных исследованиях.

Рис. 1. Расчетная модель контакта шара и образца. Общий вид



Рис. 2. График зависимости глубины вдавливания от приложенной нагрузки для шара радиусом 10 мм: 1 – перемещение нижней точки шара, соответствующее упругому нагружению; 2 – перемещение нижней точки шара при упругопластическом нагружении

1. Определение оптимального радиуса шара для нахождения точки появления пластичности материала образца

Для исследования в качестве материала образца было решено взять сталь 08X18H10T и использовать конечно-элементную модель для шаров с диаметрами 6, 8, 10, 15, 20, 30, 40, и 50 мм. Нагрузка подбиралась таким образом, чтобы максимально точно исследовать поведение материала образца в условиях перехода материала из упругого в пластическое состояние при вдавливании, и составляла от 2,5 до 30 Н.

В процессе решения поставленной задачи были получены графики зависимостей глубины вдавливания от приложенной нагрузки для верхней и нижней точек шара (рис. 3).



Рис. 3. Зависимость глубины вдавливания от нагрузки: 1 – упругое нагружение верхней точки шара; 2 – упругопластическое нагружение верхней точки шара; 3 – упругое нагружение нижней точки шара; 4 – упругопластическое нагружение нижней точки шара; 5 – момент перехода из упругого в пластическое состояние

Для каждой посчитанной модели была найдена величина нагрузки, соответствующая пределу текучести материала образца $F_{\rm T}$, и построен график зависимости $F_{\rm T}$ от диаметра шара (рис. 4).



Рис. 4. График зависимости F_T от диаметра шара

Для того чтобы проанализировать, как меняется форма кривой «нагрузка – глубина вдавливания» при изменении диаметра шара, были проведены расчеты для разных диаметров шара при одной нагрузке 40 Н. Из графика можно видеть, что с увеличением диаметра шара происходит спрямление графиков «нагрузка – глубина вдавливания», т. е. уменьшение скорости наращивания глубины вдавливания при индентировании, связанное с увеличением зоны контакта шарового индентора и исследуемого образца (рис. 5).



Рис. 5. Графики зависимости глубины вдавливания шара от приложенной нагрузки, полученные из расчетов для шаров различных диаметров: 1 – 10 мм; 2 – 30 мм; 3 – 50 мм

Также, чтобы понять, как ведет себя материал образца при индентировании шарами различного диаметра, было принято решение оценить степень отклонения кривой глубины вдавливания при упругопластическом нагружении от кривой при упругом нагружении для верхней $h_{\rm OB}$ и нижней $h_{\rm OH}$ точек шара с увеличением относительной нагрузки:

$$D_{\rm OB} = \frac{\Delta h_{\rm B}}{h_{\rm BII}}, \quad D_{\rm OH} = \frac{\Delta h_{\rm H}}{h_{\rm HII}}$$

где $\Delta h_{\rm B}$ = $h_{\rm B\Pi}$ – $h_{\rm By}$, $\Delta h_{\rm H}$ = $h_{\rm H\Pi}$ – $h_{\rm Hy}$, $h_{\rm B\Pi}$ и $h_{\rm By}$ – глубина вдавливания в верхней точки шара для упругопластического и упругого случаев; $h_{\rm HII}$ и $h_{\rm HY}$ – глубина вдавливания нижней точки шара для упругопластического и упругого случаев. В качестве точки отсчета был выбран момент возникновения остаточных деформаций, и чтобы оценить поведение материала образца в зоне нагружений, близких к моменту возникновения пластики в материале образца, глубина вдавливания измерялась на отрезке нагружения от $F_{\rm T}$ до 3· $F_{\rm T}$, где $F_{\rm T}$ – сила, соответствующая пределу текучести. Были проведены расчеты для шаров диаметрами 6, 10, 30, и 50 мм. На рис. 6 и 7 отображены графики зависимости $D_{\rm OH}$ и $D_{\rm OB}$ от приложенной нагрузки в пределах от F_T до 3·F_T для вариантов с наименьшим (6 мм) и наибольшим (50 мм) диаметрами шаров соответственно. Для всех используемых шаров получаются очень близкие картины. Для того, чтобы оценить на сколько меняются оценочные характеристики D_{OH} и D_{OB} при изменении диаметра шара, было решено сравнить крайние из исследуемых случаев, используя отклонения:

$$C_{\rm HII} = \frac{\Delta D_{\rm HP}}{D_{\rm OH6}} \cdot 100\%, \ C_{\rm HB} = \frac{\Delta D_{\rm HB}}{D_{\rm OB6}} \cdot 100\%,$$
 (1)

где $\Delta D_{\rm HP} = D_{\rm OH50} - D_{\rm OH6}; \Delta D_{\rm HB} = D_{\rm OB50} - D_{\rm OB6}; D_{\rm OH6} -$ это степень отклонения кривой глубины

вдавливания при упругопластическом нагружении от кривой при упругом нагружении для нижней точки шара при индентировании шаром диаметром 6 мм; D_{OH50} – та же характеристика, но соответствующая шару диаметром 50 мм, а D_{OB50} и D_{OB6} – те же характеристики, но для верхней точки шара. Для наглядности построим график зависимости $C_{\rm HB}$ и $C_{\rm HP}$ от относительной нагрузки в частях от $F_{\rm T}$ (рис. 8).













Из графика видно, что отклонение $C_{\rm HP}$ колеблется в пределах от 2,9 % до -4,4 %, а значит,



несмотря на существенную разницу в диаметрах шаров исследуемых моделей, какого-либо явного изменения в характере поведения материала образца при индентировании с увеличением диаметра шара не происходит.

Также был простроен график зависимости D_{OH} и D_{OB} при нагрузке $3 \cdot F_{T}$ от диаметра шара (рис. 9). Из графика видно, что отклонение глубины вдавливания при упругопластическом вдавливании от глубины вдавливания при упругом вдавливании не зависит от величины диаметра шара.



Рис. 9. График зависимости D_{OH} (1) и D_{OB} (2) при нагрузке $3 \cdot F_T$ от диаметра шара

2. Влияние изменения диаметра шара на величину осевой деформации

Далее было решено оценить влияние изменения диаметра шара на величину осевой деформации шара ξ:

$$\xi = \left(\Delta h_{\rm m} / h_{\rm H}\right) \cdot 100 \%, \tag{2}$$

где $\Delta h_{\rm m} = h_{\rm B} - h_{\rm H}$; $h_{\rm B}$ – изменение положения по оси *OY* верхней точки шара; $h_{\rm H}$ – соответственно нижней точки шара [2].

Для этого для каждой из моделей были посчитаны значения глубины вдавливания шара при остаточной деформации 0,2 % и получен соответствующий график (рис. 10).

Из графика (рис. 10) видно, что между глубиной вдавливания соответствующей деформации 0,2 % и величиной диаметра шара существует линейная зависимость.

На основе полученного из исследования набора данных было определено значение осевой деформации шара ξ и построен график ее зависимости от величины диаметра шара (рис. 11).

Список литературы



Рис. 10. График зависимости значения осевой деформации шара ξ от величины диаметра шара (1) и соответствующая этой зависимости линия тренда (2)



Рис. 11. График зависимости значений глубины вдавливания шара при деформации 0,2 % от диаметра шара для верхней (1) и нижней (2) точек шара

С помощью полученной из графика линии тренда можно определить значение осевой деформации шара ξ при остаточной деформации 0,2 % для любого диаметра шара, используя формулу:

$$\xi = 0,0026 \cdot D + 1,8208. \tag{3}$$

Это позволит определять реальную глубину вдавливания шара [2] при использовании шаров разных диаметров при испытаниях на вдавливание в экспериментальных условиях.

Заключение

Полученные расчетно-теоретические зависимости для упругопластической контактной задачи позволяют использовать в инденторах шары различных диаметров, чтобы получать величины пределов текучести на различных глубинах в материале образцов. Как известно, максимальное значение интенсивности напряжений достигается на глубине порядка 0,424 от радиуса площадки контакта, а она, в свою очередь, зависит от диаметра шара.

[1] Матюнин В. М. Оперативная диагностика механических свойств конструкционных материалов : пособие для научных и инженерно-технических работников. М. : Издательский дом МЭИ, 2006. 215 с.

Н. Н. Автономов, А. В. Тололо

Влияние радиуса шара при исследовании материалов с помощью упругопластического индентирования

- [2] Herrmann K. Hardness testing. Principles and Applications. Ohio : ASM International, 2011. 261 p.
- [3] Zhang T., Wang Sh., Wang W. Method to determine the optimal constitutive model from spherical indentation tests // Results in Physics. 2018. no. 8. pp. 716–727.
- [4] Chen H., Cai L., Bao Ch. Equivalent-energy indentation method to predict the tensile properties of light alloys // Materials and Design. 2019. no. 162. pp. 322–330.
- [5] Шабанов В. М. К исследованию распределения контактных напряжений при непрерывном упругопластическом вдавливании сферического индентора // Заводская лаборатория. 2003. № 1. С. 41–45.
- [6] Brinell I. A. Ein Verfahren zur Härtebestimmung // Baumaterialinkunde. 1900. pp. 18–26.
- [7] Haggag F. M. In-Situ Measurements of Mechanical Properties Using Novel Automated Ball Indentation System // American Society for Testing and Materials. Philadelphia. 1993. pp. 27–44.
- [8] Болдырев Ю. Г. Новые приборы для измерения твердости материалов // Заводская лаборатория. 1990. № 5. С. 68–72.
- [9] Field indentation microprobe for structural integrity evaluation. Patent US 4852397. 1989.
- [10] Автономов Н. Н., Тололо А. В. Измерительная головка к твердомеру Бринелля. Пат. № 2320974 Российская Федерация, 2008. Бюл. № 9.
- [11] Автономов Н. Н., Тололо А. В. Измерительная головка к твердомеру Бринелля // Вестник СибГАУ. 2007. № 2 (15). С. 73–76.
- [12] Басов К. А. ANSYS в руках инженера. М. : КомпьютерПресс, 2002. 224 с.
- [13] Чигарев А. В., Кравчук А. С., Смалюк А. Ф. ANSYS для инженеров : справ. пособие. М. : Машиностроение-1, 2004. 512 с.
- [14] Каплун А. Б., Морозов Е. М., Олферьева М. А. ANSYS в руках инженера. Практическое руководство. М. : Едиториал УРСС, 2003. 272 с.
- [15] Решение контактных задач в Ansys 6.1. М. : Cadfem, 2003. 127 с.
- [16] Автономов Н. Н., Тололо А. В. Влияние осевой деформации шара на величину измеряемой глубины вдавливания шара по перемещению верхней точки шара // Вестник Сибирского государственного аэрокосмического университета имени академика М. Ф. Решетнева. 2015. № 3 (16). С. 638–644.
- [17] Автономов Н. Н., Тололо А. В. Исследование влияния осевой деформации шара при различных диаметрах // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2019. Т. 1. С. 356–358.

DETERMINATION OF THE OPTIMUM BALL RADIUS FOR RESEARCHING MATERIALS USING BALL INDENTING

N. N. Avtonomov, A. V. Tololo

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

The article discusses the study of the effect of a change in the radius of the ball in the injecting of the sample on the curve in the coordinates «load – indentation depth», the deviation of the indentation depth during elastoplastic indentation from the indentation depth with the elastic indentation and the amount of the axial deformation of the ball. The study was conducted using the Ansys Mechanical APDL program implementing the fenite element method. In the process of the study, it was found that with a change in the radius of the ball, there is no obvious change in the behavior of the sample material, and the deviation of the indentation is not dependent on the size of the ball radius. There was also an effect of changing the radius of the ball on the size of the axial deformation of the ball for the ball and proposed a formula for determining the size of the ball into the ball when using the balls of different radius.

Keywords: automated ball indentation, yield stress, finite element method, axial deformation of the ball.

References

- [1] Matunin V. M. *Diagnostika mekhanicheskih svojstv konstrukcionnyh materialov* [Rapid diagnostics of the mechanical properties of structural materials]. Moscow, MEI publishing, 2006, 215 p. (In Russian)
- [2] Herrmann K. Hardness testing. Principles and Applications. Ohio, ASM International, 2011, 261 p.
- [3] Zhang T., Wang Sh., Wang W. Method to determine the optimal constitutive model from spherical indentation tests // Results in Physics, 2018, no. 8, pp. 716–727.
- [4] Chen H., Cai L., Bao Ch. Equivalent-energy indentation method to predict the tensile properties of light alloys // Materials and Design, 2019, no. 162, pp. 322–330.
- [5] Shabanov V. M. K issledovaniyu raspredeleniya kontaktnyh napryazhenij pri nepreryvnom uprugoplasticheskom vdavlivanii sfericheskogo indentora [For investigation of contact stress allocation by spherical indenter continuously elastoplastic indentation]. Industrial Laboratory, 2003, no. 1, pp. 41–45. (In Russian)
- [6] Brinell I. A. Ein Verfahren zur Härtebestimmung // Baumaterialinkunde, 1900, pp. 18–26.
- [7] Haggag F. M. In-Situ Measurements of Mechanical Properties Using Novel Automated Ball Indentation System // American Society for Testing and Materials, Philadelphia, 1993, pp. 27–44.
- [8] Boldyrev U. G. Novye pribory dlya izmereniya tverdosti materialov [New devices for material hardness measuring]. Industrial Laboratory, 1990, no. 5, pp. 68–72. (In Russian)
- [9] Field indentation microprobe for structural integrity evaluation. Patent US 4852397, 1989.
- [10] Avtonomov N. N., Tololo A. V. Izmeritelnaya golovka k tverdomeru Brinelya [Measuring head for Brinel's durometer]. Patent RU 2320974, 2008, bulletin no. 9.
- [11] Avtonomov N. N., Tololo A. V. *Izmeritel'naya golovka k tverdomeru Brinellya* [Measuring head for Brinel's durometer]. Vestnik SibGAU, 2007, no. 2 (15), pp. 73–76. (In Russian)
- [12] Basov K. A. *ANSYS v rukakh inzhenera* [ANSYS in the hands of the engineer]. Moscow, Komp'yuterPress Publ., 2002, 224 p. (In Russian)
- [13] Chigarev A. V., Kravchuk A. S., Smalyuk A. F. ANSYS dlja inzhenerov. Spravochnoe posobie [ANSYS to engineers. Handbook]. Moscow, Mashinostroenie-1 Publ., 2004, 512 p. (In Russian)
- [14] Kaplun A. B., Morozov E. M., Olfer'eva M. A. *ANSYS v rukah inzhenera. Prakticheskoe rukovodstvo* [ANSYS in the hands of the engineer. A practical guide]. Moscow, Editorial URSS Publ., 2003, 272 p. (In Russian)
- [15] Reshenie kontaktnuh zadach v ansys 6.1 [Contact problem solution in Ansys 6.1]. Moscow, Cadfem Publ., 2003, 127 p. (In Russian)
- [16] Avtonomov N. N., Tololo A. V. Vliyanie osevoj deformacii shara na velichinu izmeryaemoj glubiny vdavlivaniya shara po peremeshcheniyu verhnej tochki shara [Ball axial strain influence on measurable of ball indentayion by top point of ball]. Vestnik SibGAU, 2015, no. 3 (16), pp. 638–644. (In Russian)
- [17] Avtonomov N. N., Tololo A. V. Issledovanie vliyaniya osevoj deformacii shara pri razlichnyh diametrah [Study of the influence of ball axial strain at differrent ball daiametrs]. Topical Issues in Aeronautics and Astronautics, 2019, vol. 1, pp. 356–358. (In Russian)

Сведения об авторах

Автономов Николай Николаевич – кандидат технических наук, доцент кафедры технической механики Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Окончил Красноярский политехнический институт в 1977 году. Область научных интересов: механика деформируемого тела, механика разрушения, методы испытаний механических свойств материала.

Тололо Александр Вячеславович – заведующий лабораторией кафедры компьютерного моделирования Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М. Ф. Решетнёва. Окончил Сибирский государственный аэрокосмический университет имени академика М. Ф. Решетнёва в 2004 году. Область научных интересов: механика деформируемого тела, численные методы оценки прочности элементов конструкций летательных аппаратов, методы испытаний механических свойств материала.

УДК 539.353.4.1 DOI 10.26732/j.st.2021.4.07

ВОЛНОВАЯ ТЕОРИЯ СЛОИСТЫХ ПЛАСТИН С ПРИБЛИЖЕННЫМ УЧЕТОМ ПОПЕРЕЧНОГО СДВИГА

А. В. Сибиряков

Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет), г. Москва, Российская Федерация

Композиционные материалы широко применяются в производстве летательных аппаратов различного назначения. Обладая целым рядом уникальных свойств, композиты, из-за неоднородности структуры, плохо сопротивляются ударным нагрузкам. Импульсное воздействие распространяется внутри материала в виде волн напряжений, которые, отражаясь на внутренних неоднородностях, способны накладываться и создавать весьма значительные всплески напряжений. Это часто приводит к известным видам разрушения – отколам и расслоениям. Практика показывает, что эти разрушения наступают практически сразу за импульсом нагружения. Для проверки откольной прочности необходимо рассматривать начальный неустановившийся этап реакции на внешний импульс. Существуют достаточно надежные теории проверки этой прочности, как правило, в них не учитывается поперечный сдвиг, иначе решение становится излишне громоздким и плохо обозримым. Тем не менее, часто делаются попытки уточнить расчеты приближенным учетом поперечных сдвигов. В статье представлена волновая теория слоистых пластин с приближенным учетом поперечного сдвига. Рассматривается возможность уточнения расчета импульсно нагруженных пластин. Доказывается противоречивость получаемой модели.

Ключевые слова: слоистая пластина, импульсное нагружение, теория Тимошенко.

Введение

Динамические задачи, описывающие распространение волн в ограниченных средах, моделирующих элементы конструкций машин и аппаратов, отвечают запросам практики. Возникновение этой постановки связано с появлением большого количества прикладных задач, в которых необходима проверка прочности конструкции при кратковременных внешних воздействиях.

Первой отечественной работой в этой области является, по-видимому, монография [3], в которой сформулирован и решен широкий круг задач по определению воздействия импульсных нагрузок на элементы конструкций.

В решении задач о поведении тел при импульсном нагружении выделяется метод, основанный на использовании общих энергетических соотношений, называемый теорией Кокса [4; 5]. В ней деформируемое тело описывается весьма приближенно. Введенные впоследствии многочисленные дополнения и уточнения не смогли существенно улучшить эту теорию. Применяемая в данной работе постановка, несомненно, имеет ограничения по интенсивности внешнего воздействия. Однако, границы ее использования достаточно широки и, как отмечается в [6], она применима для исследования внешних импульсных воздействий при давлении до 105 атм. Тем более, как отмечено в [7], при кратковременном воздействии конструкционные композиционные материалы упруги вплоть до разрушения.

Простейшей моделью, используемой при динамических расчетах элементов конструкций, является одномерная схема (стержень или безграничный слой постоянной толщины и неизменной структуры) [8–10]. Обширную библиографию по задачам о распространении упругих волн в стержнях можно найти в работах [11; 12]. В статье [12], в частности, критически проанализирована эволюция расчетных схем, обсуждаются пределы применимости различных теорий. Следует отметить, что наиболее изученным является процесс распространения волн в однородных средах.

Вопросы проверки откольной прочности однородных стержней конечной длины при продольном нагружении рассматриваются в статье [13]. Несущая способность проверяется по первой отраженной волне.

[⊠] sibiryakov51@bk.ru

[©] Ассоциация «ТП «НИСС», 2021



Однако, рассмотрением одномерных задач, имеющих, кстати, непосредственное отношение к конструкциям большей размерности, исследования не ограничиваются. Вообще, увеличение размерности, как и появление неоднородностей, значительно усложняют задачи расчета. В задачах расчета в этом случае превалируют статические модели упругих тел, как правило, несколько уточненные. Применяемые статические модели весьма разнообразны [14]. В ряде работ теории пластин и оболочек уточняются приближенным учетом тех или иных эффектов, связанных с толщиной. Во многих работах для описания процессов распространения волн используется теория типа Тимошенко [16–24]. Проверка последней и является темой данной работы.

Решение задачи

Для решения поставленной задачи воспользуемся обозначениями и результатами наших работ [1; 2; 25]. Отметим, что в этом исследовании предполагались нулевыми деформации поперечного сдвига. Приближенно учтем поперечный сдвиг, например, следуя предложению С. П. Тимошенко. Для кинематических переменных имеем:

$$W(x, y, z, t) = \int_{0}^{z} \varepsilon dz + W_{0}(x, y, t)$$

$$U(x, y, z, t) = \int_{0}^{z} \gamma_{xz} dz - \int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} dz dz - \frac{\partial W_{0}}{\partial x} z + U_{0}(x, y, t) =$$

$$= -\int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} dz dz + \left(\gamma_{xz} - \frac{\partial W_{0}}{\partial x}\right) z + U_{0} \equiv -\int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \frac{\partial \varepsilon}{\partial x} dz dz + \theta_{x} z + U_{0}$$
(1)
$$V(x, y, z, t) = \int_{0}^{z} \gamma_{yz} dz - \int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \frac{\partial \varepsilon}{\partial y} dz dz - \frac{\partial W_{0}}{\partial y} z + V_{0}(x, y, t) =$$

$$= -\int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \frac{\partial \varepsilon}{\partial y} dz dz + \left(\gamma_{yz} - \frac{\partial W_{0}}{\partial y}\right) z + V_{0} \equiv -\int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \frac{\partial \varepsilon}{\partial y} dz dz + \theta_{y} z + V_{0}$$

Здесь W_0 , U_0 , V_0 – двумерные нестационарные перемещения точек поверхности приведения, за которую выбрана нижняя лицевая плоскость пластины (при z = 0).

По закону Гука и остальным соотношениям Коши будем иметь:

$$\sigma_{x} = C_{11} \left\{ -\int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \frac{\partial^{2} \varepsilon}{\partial x^{2}} dz dz + \frac{\partial \theta_{x}}{\partial x} z + \frac{\partial U_{0}}{\partial x} \right\} dz dz + \\ + C_{12} \left\{ -\int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \frac{\partial^{2} \varepsilon}{\partial y^{2}} dz dz + \frac{\partial \theta_{y}}{\partial y} z + \frac{\partial V_{0}}{\partial y} \right\} dz dz \\ \sigma_{y} = C_{12} \left\{ -\int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \frac{\partial^{2} \varepsilon}{\partial x^{2}} dz dz + \frac{\partial \theta_{x}}{\partial x} z + \frac{\partial U_{0}}{\partial x} \right\} dz dz + \\ + C_{22} \left\{ -\int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \frac{\partial^{2} \varepsilon}{\partial y^{2}} dz dz + \frac{\partial \theta_{y}}{\partial y} z + \frac{\partial V_{0}}{\partial y} dz dz \right\}$$

$$(2)$$

$$G_{z} = C_{13} \left\{ -\int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \frac{\partial^{2} \varepsilon}{\partial x^{2}} dz dz + \frac{\partial \Theta_{y}}{\partial x} z + \frac{\partial V_{0}}{\partial x} \right\} dz dz + C_{33} \left\{ \varepsilon \right\}$$
$$+ C_{23} \left\{ -\int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \frac{\partial^{2} \varepsilon}{\partial y^{2}} dz dz + \frac{\partial \Theta_{y}}{\partial y} z + \frac{\partial V_{0}}{\partial y} \right\} dz dz + C_{33} \left\{ \varepsilon \right\}$$

$$\tau_{xy} = C_{44} \left\{ -2 \int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \frac{\partial^{2} \varepsilon}{\partial x \partial y} dz dz + \left(\frac{\partial \theta_{x}}{\partial y} + \frac{\partial \theta_{y}}{\partial x} \right) + \frac{\partial U_{0}}{\partial y} + \frac{\partial V_{0}}{\partial x} \right\} dz dz$$

Волновая теория слоистых пластин с приближенным учетом поперечного сдвига

Два оставшихся соотношения закона Гука следует записать с учетом введенной гипотезы о деформациях поперечного сдвига:

$$\gamma_{xz} = \frac{1}{h} \int_{0}^{h} \frac{\tau_{xz}}{G_{xz}} dz \quad \text{или} \quad z_n \theta_x = \int_{0}^{z_n} \frac{\tau_{xz}}{G_{xz}} dz - z_n \frac{\partial W_0}{\partial x}$$

$$\gamma_{yz} = \frac{1}{h} \int_{0}^{h} \frac{\tau_{yz}}{G_{yz}} dz \quad \text{или} \quad z_n \theta_y = \int_{0}^{z_n} \frac{\tau_{yz}}{G_{yz}} dz - z_n \frac{\partial W_0}{\partial y}$$
(3)

235

Из уравнений равновесия найдем с учетом вышенаписанных равенств:



При расчете пластин со свободной нижней поверхностью и с верхней поверхностью, нагруженной импульсом внешнего давления F(x, y, t), в разрешающую систему уравнений прикладной теории входят следующие зависимости:

а) граничные условия на нижней и верхней лицевых поверхностях пластины:

$$\begin{aligned} \tau_{xz}^{0} = 0 \tau_{yz}^{0} = 0 \sigma_{z}^{0} = 0 \end{aligned} \tag{5}$$

б) физически

$$\int_{0}^{h} \frac{1}{G_{xz}} \int_{0}^{z} \left[-\rho \frac{\partial^{3}}{\partial x \partial t^{2}} + C_{11} \frac{\partial^{3}}{\partial x^{3}} + (C_{12} + 2C_{44}) \frac{\partial^{3}}{\partial x \partial y^{2}} \right]_{0}^{z} \int_{0}^{z} \varepsilon dz dz dz dz dz + \\ + \int_{0}^{h} \frac{1}{G_{xz}} \int_{0}^{z} \left[\rho \frac{\partial^{2}}{\partial t^{2}} - C_{11} \frac{\partial^{2}}{\partial x^{2}} - C_{44} \frac{\partial^{2}}{\partial y^{2}} \right] (U_{0} + z\theta_{x}) dz + \\ + \int_{0}^{h} \frac{1}{G_{xz}} \int_{0}^{z} \left[-(C_{12} + C_{44}) \frac{\partial^{2}}{\partial x \partial y} \right] (V_{0} + z\theta_{y}) dz - h \frac{\partial W_{0}}{\partial x} = h\theta_{x} \\ \int_{0}^{h} \frac{1}{G_{yz}} \int_{0}^{z} \left[-\rho \frac{\partial^{3}}{\partial y \partial t^{2}} + C_{22} \frac{\partial^{3}}{\partial y^{3}} + (C_{12} + 2C_{44}) \frac{\partial^{3}}{\partial x^{2} \partial y} \right] \int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \varepsilon dz dz dz dz dz + \\ + \int_{0}^{h} \frac{1}{G_{yz}} \int_{0}^{z} \left[-(C_{12} + C_{44}) \frac{\partial^{2}}{\partial y^{3}} + (C_{12} + 2C_{44}) \frac{\partial^{3}}{\partial x^{2} \partial y} \right] \int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \varepsilon dz dz dz dz dz + \\ + \int_{0}^{h} \frac{1}{G_{yz}} \int_{0}^{z} \left[-(C_{12} + C_{44}) \frac{\partial^{2}}{\partial x \partial y} \right] (U_{0} + z\theta_{x}) dz + \\ + \int_{0}^{h} \frac{1}{G_{yz}} \int_{0}^{z} \left[\rho \frac{\partial^{2}}{\partial t^{2}} - C_{44} \frac{\partial^{2}}{\partial x^{2}} - C_{22} \frac{\partial^{2}}{\partial y^{2}} \right] (V_{0} + z\theta_{y}) dz - h \frac{\partial W_{0}}{\partial y} = h\theta_{y}$$

Волновая теория слоистых пластин с приближенным учетом поперечного сдвига

в) соотношения, уравнивающие поперечные нормальные напряжения, найденных из уравнений равновесия (4) и определяемые законом Гука (2):

$$\int_{0}^{z} \rho \frac{\partial^{2}}{\partial t^{2}} \int_{0}^{z} \varepsilon dz dz + \int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \left[\rho \left(\frac{\partial^{4}}{\partial x^{2} \partial t^{2}} + \frac{\partial^{4}}{\partial y^{2} \partial t^{2}} \right) - C_{11} \frac{\partial^{4}}{\partial x^{4}} - C_{22} \frac{\partial^{4}}{\partial y^{4}} - -2(C_{12} + 2C_{44}) \frac{\partial^{4}}{\partial x^{2} \partial y^{2}} \right] \int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \varepsilon dz dz dz dz dz + \int_{0}^{z} \rho \frac{\partial^{2}}{\partial t^{2}} dz W_{0} + + \left\{ \int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \left[-\rho \frac{\partial^{3}}{\partial x \partial t^{2}} + C_{11} \frac{\partial^{3}}{\partial x^{3}} + (C_{12} + 2C_{44}) \frac{\partial^{3}}{\partial x \partial y^{2}} \right] (U_{0} + z\theta_{x}) dz dz \right\} + \\ + \left\{ \int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \left[-\rho \frac{\partial^{3}}{\partial y \partial t^{2}} + C_{22} \frac{\partial^{3}}{\partial y^{3}} + (C_{12} + 2C_{44}) \frac{\partial^{3}}{\partial x^{2} \partial y} \right] (V_{0} + z\theta_{y}) dz dz \right\} = \\ = C_{13} \left\{ -\int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \frac{\partial^{2} \varepsilon}{\partial x^{2}} dz dz + \frac{\partial \theta_{x}}{\partial x} z + \frac{\partial U_{0}}{\partial x} \right\} + C_{23} \left\{ -\int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \frac{\partial^{2} \varepsilon}{\partial y^{2}} dz dz + \frac{\partial \theta_{y}}{\partial y} z + \frac{\partial V_{0}}{\partial y} \right\} + C_{33} \left\{ \varepsilon \right\}$$

Начальные условия имеют вид:

$$t = 0W = 0\frac{\partial W}{\partial t} = 0U = 0\frac{\partial U}{\partial t} = 0V = 0\frac{\partial V}{\partial t} = 0$$
(9)

237

Рассмотрим, например, локальное поперечное нагружение безграничного слоя. В этом случае решения можно искать, воспользовавшись экспоненциальным преобразованием Фурье по продольным координатам:

$$\hat{\varepsilon}(\alpha,\beta,z,t) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \varepsilon(x,y,z,t) e^{-i\alpha x - i\beta \gamma} dx dy$$

$$\varepsilon(x,y,z,t) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} \int_{-\infty}^{\infty} \hat{\varepsilon}(\alpha,\beta,z,t) e^{i\alpha x + i\beta \gamma} d\alpha d\beta$$
(10)

В отмеченных соотношениях проведем интегральное преобразование Лапласа-Карсона по времени (*p* – переменная в преобразовании) и прямое преобразование Фурье. Трансформанты соответствующих функций отметим чертой сверху. Обозначим для краткости:

$$\delta_{1} = \alpha \Big[\rho p^{2} + C_{11} \alpha^{2} + (C_{12} + 2C_{44}) \beta^{2} \Big]$$

$$\delta_{2} = \beta \Big[\rho p^{2} + (C_{12} + 2C_{44}) \alpha^{2} + C_{22} \beta^{2} \Big]$$

$$\Gamma = \alpha \delta_{1} + \beta \delta_{2}$$
(11)

Тогда основное уравнение (8) можно записать в виде:

$$\int_{0}^{z} \rho p^{2} \int_{0}^{z} \overline{\varepsilon} dz dz - \int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \varepsilon dz dz dz dz dz + \int_{0}^{z} \rho p^{2} dz \overline{W}_{0} - \\
-i \int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \delta_{1} (\overline{U}_{0} + z \overline{\Theta}_{x}) dz dz - i \int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \delta_{2} (\overline{V}_{0} + z \overline{\Theta}_{y}) dz dz = \\
= C_{33} \overline{\varepsilon} + C_{13} \left\{ \alpha^{2} \int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \overline{\varepsilon} dz dz + i \alpha z \overline{\Theta}_{x} + i \alpha \overline{U}_{0} \right\} + \\
+ C_{23} \left\{ \beta^{2} \int_{0}^{z} \int_{0}^{z} \overline{\varepsilon} dz dz + i \beta z \overline{\Theta}_{y} + i \beta \overline{V}_{0} \right\}$$
(12)

Получили интегральное уравнение относительно $\overline{\epsilon}$ с разрывными подынтегральными функциями. Для его решения проведем преобразование Лапласа-Карсона по координате *z* (*s* – переменная в интегральном преобразовании) и учтем отмеченное в [1]. Получаем систему равенств:

Данная система уравнений решается последовательно. Из нее определяются трансформанты поперечной нормальной деформации $\varepsilon_j(\alpha,\beta,s,p)$ для каждого слоя композиционной пластины. Обращение по поперечной координате удается провести аналитически. В частности, для первого слоя получим:

$$\begin{split} \overline{\varepsilon}_{1}(\alpha,\beta,z,p) &= \left\{ \overline{W}_{0}\rho_{1}p^{2} \left(\lambda_{1}^{1}sh\lambda_{1}^{1}z - \lambda_{2}^{1}sh\lambda_{2}^{1}z\right) - \\ &-i\overline{U}_{0} \left[\delta_{1}^{1} \left(ch\lambda_{1}^{1}z - ch\lambda_{2}^{1}z\right) + C_{13}^{1}\alpha \left(\lambda_{1}^{12}ch\lambda_{1}^{1}z - \lambda_{2}^{12}ch\lambda_{2}^{1}z\right) \right] - \\ &-i\overline{V}_{0} \left[\delta_{2}^{1} \left(ch\lambda_{1}^{1}z - ch\lambda_{2}^{1}z\right) + C_{23}^{1}\beta \left(\lambda_{1}^{12}ch\lambda_{1}^{1}z - \lambda_{2}^{12}ch\lambda_{2}^{1}z\right) \right] - \\ &-i\overline{\Theta}_{x} \left[\delta_{1}^{1} \left(\frac{1}{\lambda_{1}^{1}sh\lambda_{2}^{1}z} - \frac{1}{\lambda_{2}^{1}sh\lambda_{2}^{1}z} \right) + C_{13}^{1}\alpha \left(\lambda_{1}^{1}sh\lambda_{1}^{1}z - \lambda_{2}^{1}sh\lambda_{2}^{1}z\right) \right] - \\ &-i\overline{\Theta}_{y} \left[\delta_{2}^{1} \left(\frac{1}{\lambda_{1}^{1}sh\lambda_{2}^{1}z} - \frac{1}{\lambda_{2}^{1}sh\lambda_{2}^{1}z} \right) + C_{23}^{1}\beta \left(\lambda_{1}^{1}sh\lambda_{1}^{1}z\right) \right] \right\} / C_{33}^{1} / \left(\lambda_{1}^{12} - \lambda_{2}^{12}\right) \end{split}$$

Здесь λ_1^j и λ_2^j – положительные корни биквадратного характеристического уравнения:

$$C_{33}^{j}\lambda^{j4} - \left(\rho_{j}p^{2} - C_{13}^{j}\alpha^{2} - C_{23}^{j}\beta^{2}\right)\lambda^{j2} + \Gamma_{j} = 0$$
(14)

Их, как показано в [2], возможно представить рядами Лорана, построенными в окрестности бесконечно удаленной точки (что позволяет точно провести обращение и по второй координате):

$$\lambda_{1}^{j} = p \cdot \sqrt{\frac{p_{j}}{C_{33}^{j}}} + \dots \qquad \lambda_{2}^{j} = p \cdot 0 + \sqrt{\alpha^{2} + \beta^{2} + \dots}$$
(15)

Волновая теория слоистых пластин с приближенным учетом поперечного сдвига

Таким образом, волны расширения распространяются со своей обычной скоростью:

т. е. ρ конечно. Волны сдвига сливаются в одну и распространяются с одинаковой (в пределах слоя) бесконечно большой скоростью. При известных их скоростях, следовательно, необходимо принять:

$$G_{xz} \to \infty$$
 и $G_{xv} \to \infty$.

Этот эффект является прямым следствием гладкой аппроксимации. Тогда, в соответствии с принятым интегральным физическим законом, $\gamma_{xz} \equiv 0$ и $\gamma_{vz} \equiv 0$.

Заключение

Рассмотрена возможность уточнения применяемых волновых теорий приближенным учетом поперечных деформаций сдвига. Показано, что применение интегрального физического закона приводит к противоречию. Отмеченный закон требует непрерывности касательных напряжений, а она, в свою очередь, в волновой задаче предполагает бесконечно большую скорость распространения волн сдвига. Это означает, что модули поперечного сдвига бесконечно велики. Выход из этого (предполагая конечность сдвиговых напряжений): принять деформации сдвига нулевыми (или использовать не интегральный физический закон).

Список литературы

- [1] Васильев В. В., Сибиряков А. В. Импульсное локальное нагружение слоистой ортотропной пластины // Изв. АН СССР. Механика твердого тела. 1990. № 3. С. 154–160.
- [2] Сибиряков А. В. Прикладная теория расчета композиционных пластин на действие импульса внешнего давления // Известия высших учебных заведений. Машиностроение. 2002. № 7. С. 11–18.
- [3] Рахматулин Х. А., Демьянов Ю. А. Прочность при интенсивных кратковременных нагрузках. М. : Изд-во физико-математической литературы, 1961. 399 с.
- [4] Гольдсмит В. Удар. Теория удара и физические свойства соударяемых тел. М.: Стройиздат, 1965. 412 с.
- [5] Кильчевский Н. А. Теория соударения твердых тел. К. : Наукова думка, 1969. 316 с.
- [6] Зельдович Я. Б., Райзер Ю. П. Физика ударных волн и высокотемпературных гидродинамических явлений. М.: Наука, 1966. 687 с.
- [7] Композиционные материалы (справочник). К. : Наукова думка, 1985. 592 с.
- [8] Крылов А. Н. О некоторых дифференциальных уравнениях математической физики, имеющих приложения в технических вопросах. Л. : Изд-во Академии наук, 1933. 472 с.
- [9] Сабодаш П. Ф. Исследование распространения линейных вязкоупругих волн в пластинах конечной толщины // Прикл. механ. 1971. Т. VII. Вып. 4. С. 66–73.
- [10] Сабодаш П. Ф. Некоторые волновые движения упругой среды // Прикл. механ. 1972. Т. VIII. Вып. 8. С. 61–69.
- [11] Кольский Г. Волны напряжений в твердых телах. М. : Иностранная литература, 1955. 192 с.
- [12] Эйбрамсон Х. Н., Пласс Х. Дж., Риппергер Э. А. Распространение волн напряжений в стержнях и балках / В сб. «Проблемы механики». 1961. Вып. III. С. 25–90.
- [13] Нагрели В. Э. Откол при одномерном распространении упругих и упругопластических с линейным упрочнением волн // Прикл. механ. 1976. Т. XII. Вып. 1. С. 77–81.
- [14] Гордиенко Б. А. Реакция подкрепленных и соосных цилиндрических оболочек на ударную нагрузку // Прикл. механ. 1974. Т. Х. Вып. 3. С. 25–29.
- [15] Джирс Т. Исследование распространения волн в упругой цилиндрической оболочке методом возмущений // Прикл. механ. 1972. Вып. 2. С. 66–70.
- [16] Айнола Л., Нигул У. Волновые процессы деформации упругих плит и оболочек // Изв. АН ЭССР. 1965. Т. XIV. № 1. С. 34–45.
- [17] Бажанов В. Г., Кибец А. И. Численное моделирование трехмерных задач нестационарного деформирования упругопластических конструкций методом конечных элементов // Изв. РАН. Механика твердого тела. 1994. № 1. С. 52–59.
- [18] Гузь А. Н., Кубенко В. Д. Теория нестационарной аэрогидроупругости оболочек. К. : Наукова думка, 1982. 399 с.
- [19] Евсеев Е. Г., Морозов Е. В. Неплоская деформация тонкостенного композитного стержня при динамическом нагружении // Изв. РАН. Механика твердого тела. 1994. № 5. С. 159–168.
- [20] Ильгамов М. А., Иванов В. А., Гулин Б. В. Прочность, устойчивость и динамика оболочек с упругим эаполнителем. М. : Наука, 1977. 333 с.
- [21] Метсавээр Я. А., Векслер Н. Д., Стулов А. С. Дифракция акустических импульсов на упругих телах. М. : Наука, 1979. 238 с.
- [22] Солдатов А. С. Нелинейная динамика и пробивание ортотропных пластин : дисс. ... канд. техн. наук. М., 1999. 138 с.





- [23] Филиппов А. П., Янютин Е. Г. Определение начального напряженного состояния пологой сферической оболочки при действии динамической нагрузки // Прикл. механ. 1972. Т. VIII. Вып. 12. С. 118–120.
- [24] Филиппов А. П., Кохманюк С. С., Янютин Е. Г. Деформирование элементов конструкций под действием ударных и импульсных нагрузок. К. : Наукова думка, 1978. 184 с.
- [25] Сибиряков А. В. Динамика слоистых композиционных пластин и оболочек при импульсном нагружении : дисс. ... д-р техн. наук : 01.02.06. М., 2002. 319 с.

240

WAVE THEORY OF THE LAMINATED PLATES WITH APPROXIMATE CONSIDERATION OF THE TRANSVERSE SHEAR

A. V. Sibiryakov

Moscow Aviation Institute (National Research University), Moscow, Russian Federation

Composite materials are widely used in the production of aircraft for various purposes. Having several unique properties, composites, due to their heterogeneous structure, are poorly resistant to shock loads. Impulse action spreads inside the material in the form of stress waves, which are reflected on internal inhomogeneities, can overlap, and create very significant bursts of stress. This often leads to the well-known types of failure – spalling and delamination. Practice shows that these fractures occur almost immediately after the loading impulse. To verify the spalling strength, it is necessary to consider the initial unsteady phase of the response to the external impulse. There are sufficiently reliable theories to verify this strength; usually, they do not take transverse shear into account, otherwise the solution becomes unnecessarily cumbersome and poorly observable. Nevertheless, attempts are often made to refine the calculations by approximate consideration of transverse shear. This article presents the wave theory of laminated plates with approximate consideration of transverse shear. The possibility of specifying the calculation of impulse-loaded plates is considered. The inconsistency of the resulting model is proved.

Keywords: laminated plate, impulse loading, theory of Timoshenko.

References

- [1] Vasiliev V. V., Sibiryakov A. V. *Impulsnoe lokalnoe nagrugenie sloistoi ortropnoi plastini* [Impulsive local loading of a layered orthotropic plate]. Mechanics of Solids, 1990, no. 3, pp. 154–160. (In Russian)
- [2] Sibiryakov A. V. Prikladnay teoriy rascheta kompozitnih plastin na deistvie impulse vneshnego davleniy [Applied theory of calculation of composite plates on the action of an external pressure pulse]. BMSTU Journal of Mechanical Engineering, 2002, no. 7, pp. 11–18. (In Russian)
- [3] Rahmatulin H. A., Demyanov U. A. Prochnost pri intensivnih kratkovremennih nagruzkah [Strength under intense short-term loads]. Moscow, Izd. fiziko-matematicheskoi literature, 1961, 399 p. (In Russian)
- [4] Goldsmit V. Udar. Teoriy udara I fizicheskie svoistva soudaryaemih tel [Impact. Impact theory and physical properties of colliding bodies]. Moscow, Stroiizdat, 1965, 412 p. (In Russian)
- [5] Kilchevskii N. A. *Teoriy soudareniy tverdih tel* [The theory of collision of solids]. Kiev, Naukova Dumka, 1969, 316 p. (In Russian)
- [6] Zeldovich Ya. B., Raizer U. P. *Fizika udarnih voln i visokotemperaturnih gidrodinamicheskih yavlenii* [Physics of shock waves and high temperature hydrodynamic phenomena]. Moscow, Nauka, 1966, 687 p. (In Russian)
- [7] Kompozicionnie materiali. Spravochnik [Composite materials]. Kiev, Naukova Dumka, 1985, 592 p. (In Russian)
- [8] Krilov A. N. *O nekotorih diffencialnih uravneniyh matematicheskoi fiziki* [On some differential equations of mathematical physics]. Leningrad, Izd. Akademii Nauk, 1933, 472 p. (In Russian)

- [9] Sabodash P. F. Issledovanie rasprostraneniy lineinih vyzkouprugih voln v plastinah konechnoi tolschini [Investigation of the propagation of linear viscoelastic waves in plates of finite thickness] // Prikladnay Mehanika, 1971, vol. VII, issue 4, pp. 66–73. (In Russian)
- [10] Sabodash P. F. *Nekotorie volnovie dvigeniy uprugoi sredi* [Some wave motions of an elastic medium] // Prikladnay Mehanika, 1972, vol. VIII, issue 8, pp. 61–69. (In Russian)
- [11] Kolskii G. Volni naprygenii v tverdih telah [Stress waves in solids]. Moscow, Inostrannay Literatura, 1955, 192 p. (In Russian)
- [12] Eibramson H. N., Plass H. D., Ripperger E. A. Rasprostranenie voln naprygenii v stergnyh i balkah [Propagation of stress waves in bars and beams] / Sbornik Problemi mehaniki, 1961, no. 3, pp. 25–90. (In Russian)
- [13] Nagreli V. E. Otkol pri odnomernom rasprostranenii uprugih voln [Spalling at one-dimensional propagation of elastic and elastoplastic waves with linear hardening] // Prikladnay Mehanika, 1976, vol. XII, issue 1, pp. 77–81. (In Russian)
- [14] Gordienko B. A. Reakciy podkreplennih I soosnih cilindricheskih obolochek na udarnuy nagruzku [Reaction of reinforced and coaxial cylindrical shells to shock load] // Prikladnay Mehanika, 1974, vol. X, issue 3, pp. 25–29. (In Russian)
- [15] Dgirs T. Issledovanie rasprostraneniy voln v uprugoi cilindricheskoi obolochke metodom vozmuschenii [Study of wave propagation in an elastic cylindrical shell by the perturbation method] // Prikladnay Mehanika, 1972, pp. 66–70. (In Russian)
- [16] Ainola L., Nigul U. Volnovie processi deformirovaniy uprugih plit I obolochec [Wave processes of deformation of elastic plates and shells] // Izv. AN ESSR, 1965, vol. XIV, no. 1, pp. 34–45. (In Russian)
- [17] Baganov V. G., Kibec A. I. Chislennoe modelirovanie trehmernih zadach nestacionarnogo deformirivaniy uprugoplasticheskih konstrucii metodom konechnih elementov [Numerical modeling of three-dimensional problems of non-stationary deformation of elastoplastic structures by the finite element method] // Izv. RAN. Mehanika tverdogo tela, 1994, no. 1, pp. 52–59. (In Russian)
- [18] Guz A. N., Kubenko V. D. Teoriy nestacionarnoi aerouprugosti obolochek [The theory of unsteady aerohydroelasticity of shells]. Kiev, Naukova Dumka, 1982, 399 p. (In Russian)
- [19] Evseev E. G., Morozov E. V. Neploskaya deformatsiya tonkostennogo kompozitnogo sterzhnya pri dinamicheskom nagruzhenii [Out-of-plane deformation of a thin-walled composite bar under dynamic loading]. Izv. RAN. Mehanika tverdogo tela, 1994, no. 5, pp. 159–168. (In Russian)
- [20] Ilgamov M. A., Ivanov V. A., Gulin B. V. *Prochnost, ustoychivost i dinamika obolochek s uprugim eapolnitelem* [Strength, stability, and dynamics of shells with elastic filler]. Moscow, Nauka, 1977, 333 p. (In Russian)
- [21] Metsaveer Ya. A., Veksler N. D., Stulov A. S. Difraktsiya akusticheskikh impulsov na uprugikh telakh [Diffraction of acoustic pulses by elastic bodies]. Moscow, Nauka, 1979, 238 p. (In Russian)
- [22] Soldatov A. S. *Nelineynaya dinamika i probivaniye ortotropnykh plastin* [Nonlinear dynamics and punching of orthotropic plates] : PhD theses, Moscow, 1999, 138 p. (In Russian)
- [23] Filippov A. P., Yanyutin E. G. Opredeleniye nachalnogo napryazhennogo sostoyaniya pologoy sfericheskoy obolochki pri deystvii dinamicheskoy nagruzki [Determination of the initial stress state of a shallow spherical shell under the action of a dynamic load] // Prikladnay Mehanika, 1972, vol. VIII, issue 12, pp. 118–120. (In Russian)
- [24] Filippov A. P., Kokhmanyuk S. S., Yanyutin E. G. Deformirovaniye elementov konstruktsiy pod deystviyem udarnykh i impul'snykh nagruzok [Deformation of structural elements under the influence of shock and impulse loads]. Kiev, Naukova Dumka, 1978, 184 p. (In Russian)
- [25] Sibiryakov A. V. Dinamika sloistyh kompozicionnyh plastin i obolochek pri impul'snom nagruzhenii [Dynamics of layered composite plates and shells at impulse loading] : Doctoral theses, Moscow, 2002, 319 p. (In Russian)

Сведения об авторе

Сибиряков Александр Валентинович – доктор технических наук, профессор Московского авиационного института. Окончил Московский авиационный институт в 1974 году, Московский государственный университет – в 1978 году. Область научных интересов: импульсное нагружение слоистых сред.

УДК 531.133.3 DOI 10.26732/j.st.2021.4.08

ОЦЕНКА НАДЕЖНОСТИ СПУТНИКОВОЙ АППАРАТУРЫ ДИСТАНЦИОННОГО МОНИТОРИНГА ВОДНОЙ ПОВЕРХНОСТИ

А. Д. Губарев[,] И. Л. Ящук, Я. В. Хилинская

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

Работа посвящена исследованию надежности и эффективности космической системы дистанционного мониторинга водной поверхности. Анализ существующих способов мониторинга показал высокий потенциал применения наноспутников для решения поставленной задачи. В качестве объекта исследования был выбран 3U CubeSat с размещенной на борту полезной нагрузкой в виде гиперспектральной камеры. Для оценки надежности системы применен расчет по интенсивностям отказов подсистем. Структурная и параметрическая надежность изделия были исследованы в программном комплексе Windchill Risk and Reliability с учетом циклограммы работы и специфики процесса деградации отдельных компонентов, обусловленного влиянием агрессивной космической среды. Для оценки эффективности применения наноспутника проанализирована зависимость точности определения загрязнения водоема от работоспособности фотоприемного устройства, так как фотоприемное устройство является центральным звеном в передаче оптической информации. Также получена вероятность эффективного измерения спектральных коэффициентов яркости за весь срок службы изделия. Выявлено минимально необходимое количество работоспособных пикселей для мониторинга водоема с достаточной точностью и достоверностью.

Ключевые слова: наноспутник, CubeSat, дистанционный мониторинг, системный анализ, параметрическая надежность, точность измерений.

Введение

Вопросы оперативной оценки качества пресной воды, а также проведение гидробиологических исследований представляются весьма актуальными в связи с постоянно возрастающей экологической нагрузкой [1]. Методы «точечных» контактных измерений, проводимые с исследовательских судов и сопровождающиеся спектральной съемкой и забором воды в водоеме, имеют ряд недостатков, связанных с фрагментарностью таких оценок и низкой оперативностью, хотя точность таких исследований может быть при этом достаточно высокой. Альтернативой контактным методам измерений может служить метод дистанционного определения степени загрязнения водного бассейна с аэрокосмических носителей. С целью оптимизации затрат и времени на проведение мониторинга необходимо рассмотреть возможность решения одной такой задачи с помощью установки целевого модуля на наноспутник.

Сравнительный качественный анализ существующих способов мониторинга водной поверхности показал высокий потенциал применения наноспутников для решения задач определения уровня загрязнений внутренних водоемов. Однако ввиду высокой стоимости измерений с аэрокосмических носителей оценка эффективности и надежности проектируемого спутника является актуальной задачей.

1. Принцип определения статуса водоема

В настоящее время биофизический статус внутренних водоемов определяется путем количественной оценки содержания оптически активных веществ в воде: концентрации хлорофилла-А, общего содержания взвешенных твердых частиц и содержания растворенного органического вещества [2] с помощью спектральных коэффициентов яркости (СКЯ) в трех спектральных диапазонах: 470, 550 и 660 нм. Общий принцип действия наноспутника при проведении мониторинга внутреннего водоема заключается в нижеследующем. Водоем и его свойства наблюдаются на основе из-

[🖂] gubarev_ad@voenmeh.ru

[©] Ассоциация «ТП «НИСС», 2021

Оценка надежности спутниковой аппаратуры дистанционного мониторинга водной поверхности

лучения, непосредственно испускаемого рассматриваемыми объектами (например, тепловое самоизлучение или отраженное излучение от естественных источников), этот тип дистанционной чувствительности известен как пассивное дистанционное зондирование. В активном дистанционном зондировании сам датчик облучает объект, а затем повторно излученная энергия от объекта наблюдается прибором датчика [3–5].

В гиперспектральных снимках каждому элементарному наземному объекту сопоставляется ряд изображений высокого разрешения, каждое из которых снято в узком спектральном канале. Взятые вместе спектральные каналы формируют непрерывный спектр в широком диапазоне длин волн. На рис. 1 показаны графики отражения чистой воды и воды с водорослями. Изменение спектральных характеристик происходит за счет поглощения света молекулами хлорофилла [6].



Рис. 1. Спектральная характеристика воды

Подавляющее большинство космических гиперспектральных камер (ГСК) регистрируют информацию в виде солнечного излучения, отраженного от зондируемого объекта на подстилающей поверхности в нескольких десятках (до 200) узких спектральных каналах видимого и ближнего инфракрасного диапазонов (от 350 до 2400 нм) в режиме линейного сканирования. В данном режиме камера единовременно обеспечивает съемку лишь по одной координате, вдоль щели, другая координата фотоприемного устройства (ФПУ), поперек щели, отвечает за спектральное разложение. Таким образом, получаемое изображение состоит из набора последовательных кадров, каждый кадр в котором является спектральным разложением выделенной линейки [7].

2. Устройство наноспутника

В качестве объекта исследования в статье рассмотрен наноспутник 3U CubeSat (функциональная схема представлена на рис. 2) с размещенной на борту полезной нагрузкой и обеспечивающими системами:

- гиперспектральная камера;
- система ориентации и управления;
- система питания;

• программное обеспечение и система передачи данных.



Рис. 2. Функциональная схема предложенного наноспутника

Доступными орбитами для решения задачи мониторинга водной поверхности являются орбиты, которые отвечают руководящим принципам по предотвращению образования космического мусора [8]. По данным НАСА, предельная высота естественного схода CubeSat с орбиты в течение 25 лет составляет от 600 до 700 км [9]. Но, несмотря на недостаток короткого срока службы, орбита МКС (400 км) имеет наибольшее количество возможностей запуска и обеспечивает более высокое пространственное разрешение изображений из-за своей малой высоты. В целях конкретизации, учитывая разумные средние предположения о солнечной погоде и геомагнитной активности, 4-килограммовый спутник с площадью поверхности, предписанной спецификациями 3U CubeSat, будет иметь орбитальный срок службы 891 день или 2,47 года на орбите 400 км.

Технические данные гиперспектральной камеры и расчетные параметры приведены в табл. 1. Структурная схема наноспутника представлена на рис. 3.

В числе важнейших эксплуатационно-технических характеристик, определяющих эффективность объектов, особое место занимают показатели надежности. Эффективность решения задачи достоверного мониторинга водной поверхности складывается из 2-х составляющих:

Структурная надежность наноспутника.
 Эта составляющая позволит определить вероятность безотказной работы с учетом циклограммы нагрузок.

2) Параметрическая надежность составляющих наноспутника. Эта составляющая позволяет учитывать деградацию составных элементов наноспутника, которая влияет на точность и досто-





верность измерения спектрального коэффициента яркости.

Таблица 1

Технические характеристики гиперспектральной камеры

Параметр	Значение
Спектральный диапазон, нм	400-1000
Число спектральных каналов	240
Спектральное разрешение (FWHM), нм	3
Пространственное разрешение, пикселей	800
Поле зрения объектива, °	21
Потребляемая мощность, Вт	< 3

Размеры, см	14×7×7
GSD, м	75
<i>L</i> , км	≈ 150

Таким образом, определяется эффективное время жизни наноспутика, то есть время эксплуатации наноспутника, внутри которого наноспутник позволяет провести измерение спектрального коэффициента яркости с требуемой точностью и достоверностью.

Расчет структурной надежности проведен по известным интенсивностям отказов отдельных элементов с учетом циклограммы их работы на орбите в составе изделия. Циклограмма работы компонентов наноспутника представлена на рис. 4.



Рис. 3. Структурная схема системы

Подсистема /		Цикл — 24 часа (14 оборотов по 100 минут)															
оборот за сутки	1		2	3		4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	7	14
Камера	Π				Τ						Τ						Γ
Магнитометр							Stati.		125	12.00							14
Датчики солнца																	
Гироскоп																	
Приёмо-передатчик		Í														I	
GPS															12		
Система EPS и	VII		0	111	VIII		11	111	VIA	111	111	111	VIII	VIII	VIII	1	Th
солнечные батареи	VIA		0													1	
Аккумуляторные					V	11111											
батареи				1 (11)	W				1111 1	11111 1			W W	1111 1			
Бортовой компьютер																	
50 м ин			16	MUH													
100 мин		_	-	_	10 1	MUH											

Рис. 4. Циклограмма срабатывания подсистем наноспутника

Оценка надежности спутниковой аппаратуры дистанционного мониторинга водной поверхности

3. Расчет надежности наноспутника

Анализ декомпозиции наноспутника проведен в программном комплексе Windchill Risk and Reliability. Декомпозиция наноспутника и рассчитанные значения интенсивностей отказов с учетом циклограммы работы представлены на рис. 5. Интенсивности отказов определялись с учетом специфики процесса деградации отдельного компонента, что учтено значениями поправочных коэффициентов, описанных в табл. 2. Использованы расчетные модели стандартов и справочников [10; 11].

Таблица 2

Поправочные коэффициенты

Условное обо- значение коэф- фициента	Пояснения				
$k_p(k_t)$	Коэффициент режима работы, за- висящий от электрической нагруз- ки/температуры корпуса элемента				
$k_{ m np}$	Коэффициент приемки, учитыва- ющий степень жесткости требова- ний к контролю качества и прави- лам приемки изделий				
k,	Коэффициент эксплуатации, учи- тывающий степень жесткости ус- ловий эксплуатации				
k _{ИС}	Коэффициент, учитывающий ко- личество бит для интегральных микросхем				
$k_{ ext{kopn}}$	Коэффициент, учитывающий тип корпуса				
k _V	Коэффициент, учитывающий на- пряжение питания				
k_{Φ}	Коэффициент, учитывающий функциональный режим работы				

Вероятность безотказной работы наноспутника за весь период эксплуатации определяется из известного выражения:

$$P_{\rm HC}(t) = e^{-\lambda_{\rm HC}t} \tag{1}$$

Для рассматриваемой конструкции наноспутника вероятность безотказной работы за 2 года работы составляет 0,839289.

В результате воздействия ионизирующего излучения в материалах и элементах бортового оборудования космических аппаратов протекают разнообразные физико-химические процессы, приводящие к ухудшению их эксплуатационных параметров. В зависимости от характера процессов, инициируемых воздействием космической среды, происходящие изменения свойств материалов и элементов оборудования могут иметь разный временной масштаб, быть обратимыми или необратимыми, представлять различную опасность для систем [12].

Мониторинг водной поверхности представляет собой измерение значения СКЯ и, за счет этого, определение статуса наблюдаемого водоема. Ввиду специфики задач, решаемых наноспутником, центральным элементом, влияющим на точность измерения СКЯ, является гиперспектральная камера. В декомпозиции она представлена как полезная нагрузка. Декомпозиция гиперспектральной камеры представлена на рис. 6.

ФПУ является центральным звеном в передаче оптической информации и от его надежности зависит точность и достоверность определения загрязнения водоема. В качестве ФПУ выступает линейная КМОП матрица на 800 пикселей. Сечение 1 пикселя матрицы представлено на рис. 7. В табл. 3 укрупненно указаны состав и показатели надежности составляющих пикселя. В шапке таблицы применяются следующие обозначения: $\lambda_{\rm b}$ – базовая интенсивность отказов элемента.

Элемен	ты дерева системы			
Фил 💾				
	Наименование	Интенсивность отказов, заданная	Рабочий цикл	Интенсивность отказов, прогнозируемая
	🗆 💹 Наноспутник	#.#	#.#	10,955128
	🗆 😺 Система связи	#.#	#.#	2,820730
	😺 GPS	2,430000	100,00	2,430000
	-💹 Антена S-диапазона	0,540000	9,53	0,051462
	💹 Передатчик гиперспектральных данных	3,560000	9,53	0,339268
	🖃 💹 Система энергообеспечения	#.#	50,00	5,200750
	-🧔 Система EPS	1,970000	50,00	0,985000
	- 🧔 Аккумуляторные батареи	8,400000	50,00	4,200000
	- Солнечные панели	0,031500	50,00	0,015750
	🖃 💹 Система ориентации	#.#	#.#	1,973648
	- 💹 Магнитометр	13,00000	6,95	0,903500
	🐌 Датчик солнца	8,240000	3,47	0,285928
	ироскоп	11,300000	6,94	0,784220
	🗄 💹 Система обработки данных	#.#	#.#	0,960000
	💝 Бортовой компьютер	0,960000	100,00	0,960000
	🧔 Полезная нагрузка	0,000000	100,00	0,000000

Рис. 5. Декомпозиция системы







Рис. 7. Сечение 1 пикселя ФПУ

T	~ ~	2
	aonuna	1 4
1	аолице	ιJ

Оценка интенсивности отказов пикселя ФПУ

Элемент	п	λ_{b}	λ_{\Im}
Микролинза	1	0,1.10-7	0,015.10-6
Светофильтр	1	0,15.10-7	0,0225.10-6
Транзистор	4	1,5.10-10	0,347.10-10
Фотодиод	1	2,7.10-8	3,89·10 ⁻⁹
Пиксель			4,14·10 ⁻⁸

4. Оценка эффективности применения наноспутника

Используя выражение (1), возможно определить вероятность безотказной работы одного пикселя в зависимости от времени. При этом, матрица ФПУ состоит из 800 пикселей, соединенных в линию, и отказ одного или нескольких не приводит к отказу камеры (потере оборудования). Факт измерения определяется структурной надежностью всего наноспутника. При отказе одного или нескольких пикселей снижается точность и достоверность результатов измерения СКЯ. При оценке эффективности применения наноспутника необходимо выявить минимально необходимое количество работоспособных пикселей для мониторинга водоема с достаточной точностью и достоверностью.

Критерием перехода в неработоспособное состояние гиперспектральной камеры является от-

каз *m* пикселей. Вероятность безотказной работы определяется выражением (2):

$$P_{\text{\tiny KAM}}(t) = \sum_{i=0}^{m} C_{N}^{i} \cdot P_{\text{\tiny ПИКС}}(t)^{N-i} \cdot (1 - P_{\text{\tiny ПИКС}}(t))^{i} \qquad (2)$$

где $P_{\text{кам}}(t)$ – вероятность безотказной работы камеры, то есть вероятность нахождения в состоянии, в котором работоспособно достаточное число пикселей для точной оценки состояния водоема; m – количество отказавших пикселей к моменту времени t; N – общее количество пикселей в матричном ФПУ, 800 шт.; C_N^i – число сочетаний из N по i; $P_{\text{пикс}}(t)$ – вероятность безотказной работы пикселя на момент времени t, определяется из выражения (1) при $\lambda_{\text{пикс}} = 4,14 \cdot 10^{-8}$.

При определении эффективности измерения коэффициента спектральной яркости целесообразно использовать понятие информации и неопределенности по К. Шеннону [13]. Тогда акт измерения представляет собой процесс снятия неопределенности с измеряемой величины, значение которой в общем случае нормально распределено на интервале измерения (рис. 1). То есть, с точки зрения теории информации, неопределенность составляет максимум до проведения измерения и необходимый минимум после измерения. Необходимый минимум обусловлен требованиями к точности и достоверности измерения СКЯ, при которых возможно определение статуса водоема. При определении необходимого количества работоспособных пикселей предполагается, что 1 пиксель снимает некоторую долю неопределенности и при достаточном количестве работоспособных пикселей доля снятой неопределенности со значения СКЯ будет достаточной для определения статуса наблюдаемого водоема.

Неопределенность значения измеряемой величины по Шеннону количественно определяется выражением (3):

$$H = -\sum_{i=1}^{K} p_i \ln p_i, \qquad (3)$$

где H – неопределенность значения случайной величины; K – количество отрезков, на которые разбит диапазон измерения, $K = \frac{\text{диапазон измерения}}{|\delta|};$ p_i – вероятность нахождения значения случайной величины на *i*-м отрезке диапазона измерений.

Количество отрезков интервала измерения определяется исходя из требуемой точности. Четкое попадание значения измеряемой величины в один из отрезков означает возможность определения статуса водоема. При снижении точности измерения значение случайной величины «размазывает» между несколькими соседними отрезками, что не позволяет установить статус наблюдаемого водоема.

Коэффициент спектральной яркости по своему определению с учетом специфики яркости водной поверхности может принимать значение в интервале [0,005; 0,03] и, согласно диаграмме на рис. 1, должен быть измерен с минимальной необходимой точностью δ , составляющей $\delta = \pm 0,002$, и достоверностью $\gamma = 0,95$ (доверительной вероятностью). В качестве примера для наглядного представления дальнейших вычислений предположим, что значение СКЯ = 0,02 при длине волны 550 нм.

Количество отрезков диапазона измерений с учетом округления в большую сторону равняется:

$$K = \frac{0,03 - 0,005}{0,002} \approx 13.$$

Тогда неопределенность до проведения измерения может быть вычислена следующим образом:

1) Машинным способом генерируется равномерно распределенная выборка объема K в интервале [0,005; 0,03];

2) Для сгенерированной выборки строится функция распределения, тогда каждому равномерно распределенному элементу сопоставляется вероятность.

3) На основании полученных вероятностей рассчитывается значение неопределенности *H* согласно выражению (3). Тогда значение неопределенности до проведения измерения $H_{\Pi M} = 27,46109$ нат.

Схожим образом вычисляется неопределенность после проведения измерения, выполнен-

ного с требуемой точностью и достоверностью. Отличие от предыдущей последовательности заключается в том, что для сгенерированной выборки строится функция нормального распределения с математическим ожиданием, равным значению измеряемой величины и среднеквадратическим

отклонением равным $\sigma = \frac{|\delta|}{2}$ при достоверности $\gamma = 0.95$. Значение математического ожидания взято для демонстрации вычисления. Любое другое значение математического ожидания на рассматриваемом интервале приведет к аналогичному значению неопределенности.

Тогда неопределенность после измерения $H_{\Pi H} = 4,43654$ нат. То есть в результате измерения необходимо снять неопределенность (ΔH) в количестве:

$$\Delta H = H_{\mu} - H_{\mu};$$

 $\Delta H = 23,02454$ Hat

Ключевой момент в определении необходимого количества пикселей играет то, какую часть неопределенности снимает 1 пиксель. Это зависит от его чувствительности, которая также может падать со временем работы за счет деградации линзы от воздействия ионизирующего излучения в космическом пространстве. То есть, уменьшение количества работоспособных пикселей ведет к уменьшению доверительной вероятности и/или к снижению точности измерений. Требуемое среднеквадратическое отклонение результата измерений определено исходя из требуемой точности ($\delta = \pm 0,002$) и достоверности ($\gamma = 0,95$) результатов измерения СКЯ по правилу «трех сигма» и составляет $\sigma = 0,001$.

Вычисление неопределенности важно для определения необходимого числа работоспособных пикселей в матричном ФПУ. Информация является аддитивной величиной. Соответственно, для вычисления необходимого количества работоспособных пикселей необходимо знать долю неопределенности, снимаемую 1 пикселем. Эта доля зависит от точностных характеристик ФПУ и представляет актуальную задачу. Для примера предположим, что доля неопределенности, которую снимает 1 пиксель, составляет $\Delta H_{пикс} = 0,05$. Тогда необходимое количество работоспособных пикселей 461 шт.

Ниже представлены графики функций распределения до и после точного и достоверного измерения (рис. 8).

Для определения вероятности безотказной работы камеры в зависимости от надежности матричного ФПУ необходимо воспользоваться выражением (3):

$$m = 461$$
 пикселя;
 $N = 800$ пикселей.

При такой постановке задачи надежность камеры составляет 0,9(9), что можно считать



248

практически равным единице. Вычислив структурную надежность и надежность камеры с учетом требуемого количества пикселей, можем определить, что вероятность получения эффективного измерения СКЯ за весь срок службы составляет 0,839289.



Значение измеряемой величины

Рис. 8. График функции распределения СКЯ до и после измерения

Заключение

В данной работе был проведен анализ системы дистанционного мониторинга водной поверхности. Анализируя аналоги ГСК космического базирования, можно сделать вывод, что проектирование системы на платформе CubeSat позволяет при меньших габаритах и массе проводить дистанционный мониторинг водной поверхности.

В работе представлен расчет надежности системы дистанционного мониторинга водной поверхности по интенсивностям отказов подсистем.

Список литературы

Для корректности расчетов были введены поправочные коэффициенты и разработана циклограмма срабатывания.

В результате проведенного анализа конструкции спутника определена вероятность получения интервального значения СКЯ с требуемой точностью и доверительной вероятностью того, что значение лежит в интервале 0,02±0,002.

На основе расчета структурной надежности и надежности камеры с учетом требуемого количества пикселей определена эффективность работы наноспутника в 0,839289 за 2 года непрерывной эксплуатации.

- United Nations World Water Development Report 4. vol. 1: Managing Water under Uncertainty and Risk. UN-Water, 2012.
- [2] Щербина Г. А. Макет многощелевой космической гиперспектральной камеры дистанционного зондирования природных аквасистем : дисс. ... канд. техн. наук: 05.11.13. М., 2018. 153 с.
- [3] Schott J. R. Remote Sensing: The Image Chain Approach : 2nd edition. New York : Oxford University Press, 2007.
- [4] Кронберг П. Дистанционное изучение Земли: основы и методы дистанционных исследований в геологии : пер. с нем. М. : Мир, 1988. 343 с.
- [5] Методические рекомендации по применению аэрокосмических методов для диагностики трубопроводных геотехнических систем и мониторинга окружающей среды. М., 1995. 55 с.
- [6] van Hazendonk C. M. Calibration of a Hyper Spectral Imager. Eindhoven University of Technology, 2019.
- [7] Crosby K., Best F., Mast J., Peterson I., Swedish M., Munson J. Conceptual Design Review: Canopy Near-infrared Observing Project. Carthage College Space Sciences and the Wisconsin Space Grant Consortium, 2016.
- [8] Klinkrad H., Beltrami P., Hauptmann S., Martin C., Sdunnus H., Stokes H., Walker R., Wilkinson J. The ESA space debris mitigation handbook 2002 // Advances in Space Research. 2004. vol. 34. issue 5. pp. 1251–1259.
- [9] NASA STD-8719.14A. Process for limiting orbital debris (change 1), 2012.
- [10] Боровиков С. М., Цырельчук И. Н., Троян Ф. Д. Расчет показателей надежности радиоэлектронных средств : учеб.-метод. пособие. Минск : БГУИР, 2010. 68 с.
- [11] Справочник «Надежность ЭРИ». М. : МО РФ, 2006.
А. Д. Губарев, И. Л. Ящук, Я. В. Хилинская

Оценка надежности спутниковой аппаратуры дистанционного мониторинга водной поверхности

- [12] Решение совместного заседания секции № 4 НТС Федерального космического агентства и Космических войск «Проблемные вопросы создания перспективных космических комплексов, обеспечения надежности и длительности цикла их функционирования и развития соответствующих технологий» от 18 октября 2007. М., 2007. С. 2–3.
- [13] Шеннон К. Работы по теории информации и кибернетике. М. : Издательство иностранной литературы, 1963.

THE RELIABILITY EVALUATION OF THE WATER SURFACE REMOTE MONITORING SATELLITE EQUIPMENT

A. D. Gubarev, I. L. Yaschuk, Ya. V. Khilinskaya

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

The work is devoted to the reliability and effectiveness of the water surface remote monitoring space system. Analysis of existing monitoring methods has shown a high potential for using nanosatellites to solve the problem. As an object of study, 3U CubeSat was chosen with a payload placed on board in the form of a hyperspectral camera. To assess the reliability of the system, a mathematical model on the failure rates of subsystems is proposed. The structural and parametric reliability of the object was investigated in the Windchill Risk and Reliability software complex, taking into account the cyclogram of work and the specifics of the degradation process of individual components due to the influence of an aggressive space environment. To assess the effectiveness of the nanosatellite application, the dependence of the accuracy of determining water pollution on the operability of the photodetector was analyzed, since the photodetector is the central link in the transmission of optical information. The effective measurement of brightness spectral coefficients over the entire service life of nanosatellite is also obtained. Minimum required number of operable pixels was identified for monitoring the water surface with sufficient accuracy and reliability.

Keywords: nanosatellite, CubeSat, remote monitoring, system analysis, parametric reliability, measurement accuracy.

References

- United Nations World Water Development Report 4. vol. 1: Managing Water under Uncertainty and Risk. UN-Water, 2012.
- [2] Shcherbina G. A. Maket mnogoshchelevoj kosmicheskoj giperspektral'noj kamery distancionnogo zondirovaniya prirodnyh akvasistem [Layout with space hyperspec-sweeping camera remote sensing of natural aquatic systems]. PhD theses, Moscow, 2018. 153 p. (In Russian)
- [3] Schott J. R. Remote Sensing: The Image Chain Approach : 2nd edition. New York : Oxford University Press, 2007.
- [4] Kronberg P. *Distancionnoe izuchenie Zemli: osnovy i metody distancionnyh issledovanij v geologii* [Remote study of the Earth: Fundamentals and Methods of remote research in Geology]: Moscow, Mir, 1988, 343 p. (In Russian)
- [5] Metodicheskie rekomendacii po primeneniyu aerokosmicheskih metodov dlya diagnostiki truboprovodnyh geotekhnicheskih sistem i monitoringa okruzhayushchej sredy [Methodological recommendations on the use of aerospace methods for diagnostics of pipeline geotechnical systems and environmental monitoring]. Moscow, 1995, 55 p. (In Russian)
- [6] van Hazendonk C. M. Calibration of a Hyper Spectral Imager. Eindhoven University of Technology, 2019.
- [7] Crosby K., Best F., Mast J., Peterson I., Swedish M., Munson J. Conceptual Design Review: Canopy Near-infrared Observing Project. Carthage College Space Sciences and the Wisconsin Space Grant Consortium, 2016.
- [8] Klinkrad H., Beltrami P., Hauptmann S., Martin C., Sdunnus H., Stokes H., Walker R., Wilkinson J. The ESA space debris mitigation handbook 2002 // Advances in Space Research, 2004, vol. 34, issue 5, pp. 1251–1259.
- [9] NASA STD-8719.14A. Process for limiting orbital debris (change 1), 2012.



- [10] Borovikov S. M., Tsyrelchuk I. N., Troyan F. D. *Raschet pokazatelej nadezhnosti radioelektronnyh sredstv* [Calculation of reliability indicators of electronic means]. Minsk, BSUIR, 2010, 68 p. (In Russian)
- [11] Spravochnik «Nadezhnost' ERI» [Reference «Reliability ERIE»]. Moscow, Ministry of defense, 2006. (In Russian)
- [12] Reshenie sovmestnogo zasedaniya sekcii № 4 NTS Federal'nogo kosmicheskogo agentstva i Kosmicheskih vojsk «Problemnye voprosy sozdaniya perspektivnyh kosmicheskih kompleksov, obespecheniya nadezhnosti i dlitel'nosti cikla ih funkcionirovaniya i razvitiya sootvetstvuyushchih tekhnologij» ot 18 oktyabrya 2007 [The decision of the joint meeting of the section no. 4 NTS Federal space Agency and the Space force «issues of advanced space systems, reliability and cycle time of their functioning and development of appropriate technologies» of 18 October 2007]. Moscow, 2007, pp. 2–3. (In Russian)
- [13] Shannon C. *Raboty po teorii informacii i kibernetike* [Works on information theory and cybernetics]. Moscow, Publishing House of Foreign Literature, 1963. (In Russian)

250

Сведения об авторах

Губарев Алексей Дмитриевич – старший преподаватель кафедры «Лазерная техника» 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

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

Ящук Илья Леонидович – кандидат технических наук, старший преподаватель Балтийского государственного технического университета «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова. Окончил Балтийский государственный технический университет «ВОЕНМЕХ» им. Д. Ф. Устинова в 2012 году. Область научных интересов: надежность, управление рисками, организация ОКР.

ORCID: 0000-0002-6866-6250





Новосибирский государственный технический университет НЭТИ

Технологии, которые работают.

nstu.ru

Участник программы «Приоритет-2030» – лидерство и технологическое превосходство в Сибири и России по трем направлениям:

Один из крупнейших технических университетов России: более 13 000 студентов, 1300 преподавателей, 11 факультетов, почти 100 направлений подготовки.

Участник ведущих мировых и российских вузовских рейтингов. инженерные решения и искусственный интеллект для биомедицины силовая электроника и интеллектуальная энергетика новые материалы

Классическая школа инженерного образования в сочетании с передовыми технологиями и практиками.

Центр трансфера технологий для вузов и научных организаций сибирских регионов

Один из лучших университетских кампусов: 8 общежитий, Центр культуры, современная библиотека, спорткомплекс.