

КА «Спутник-1» Разработчик и производитель: «ОКБ-1»



Технологическая платформа



Национальная Информационная Спутниковая Система №3 (49) 2024



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

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

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

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

Сайт ТП «НИСС»: tp.iss-reshetnev.ru



Том 8

№ 3 (49) 2024

Выходит один раз в три месяца

Красноярский край Железногорск

Космические аппараты и технологии

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

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

Ответственный секретарь Леонидов Николай Владимирович (Железногорск)

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

Редакционная коллегия

Головёнкин Евгений Николаевич д-р техн. наук, профессор (Железногорск) Двирный Валерий Васильевич д-р техн. наук, профессор (Железногорск) Лопатин Александр Витальевич д-р техн. наук, профессор (Красноярск) Охоткин Кирилл Германович д-р физ.-мат. наук, доцент (Железногорск) Пономарев Сергей Васильевич д-р техн. наук (Томск) Матвеев Станислав Алексеевич канд. техн. наук (Санкт-Петербург) Непомняций Олег Владимирович

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 2023 – 0,419

«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.sciup.org

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

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

e-mail: spacecrafts.technologies@yandex.ru http://www.journal-niss.ru

Подписной индекс журнала в каталоге «Пресса России» 39491 Тираж 200 экз. Заказ 23558 Дата выхода в свет 28.12.2024

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

> **Deputy Chief Editor** Khalimanovich Vladimir I.

PhD in Physics and Mathematics, Professor (The Russian Federation)

Executive Secretary

Leonidov Nikolai V. (The Russian Federation)

Editorial Board

Alifanov Oleg M.

Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation) Annin Boris D.

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

Popov Garry A. Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation) Shabanov Vasily Ph. Academician of RAS, Doctor of Physics and Mathematics, Professor (The Russian Federation)

Vasiliev Valery V.

Academician of RAS, Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federa Makhutov Nikolay A.

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

Petrukovich Anatoly A.

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

Shaidurov Vladimir V. Corresponding Member of RAS, Doctor of Physics and Mathematics, Professor (The Russian Federation)

Belyaev Boris A.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation) Chebotarev Victor E.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation) Garin Eugene N. Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Khartov Victor V. Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Kosenko Victor E. Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Krasilshchikov Michael N. Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Medvedtskiy Alexander L.

Doctor of Physics and Mathematics (The Russian Federation) Nadiradze Andrey B.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

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

Panko Sergey P.

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation) Pchelyakov Oleg P.

Doctor of Physics and Mathematics, Professor (The Russian Federation) Cherniavsky Alexander G. (The Russian Federation)

Editorial Council

Golovenkin Eugene N. Doctor of Engineering, Professor, Profe

ssor (The Russian Federation) **Dvirny Valery V.**

Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Lopatin Alexander V. Doctor of Engineering, Professor (The Russian Federation)

Okhotkin Kirill G.

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

Ponomarev Sergey V. Doctor of Physics and Mathematics (The Russian Federation)

Khartov Stanislav V.

PhD in Engineering (The Russian Federation)

Matveev Stanislav A. PhD in Engineering (The Russian Federation)

Nepomnyashy Oleg V.

PhD in Engineering, Associate Professor (The Russian Federation

Simunin Mikhail M. PhD in Engineering, Associate Professor (The Russian Federation)

Smotrov Andrey V.

PhD in Engineering (The Russian Federation) Sukhotin Vitalu V

PhD in Engineering, Associate Professor (The Russian Federation)

Scientific quarterly journal Published since 2012

ISSN 2618-7957

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

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

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

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

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

The journal sections:

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

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

The publication of manuscripts is free of charge.

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

Contents

РАКЕТНО-КОСМИЧЕСКАЯ ТЕХНИКА

М.В. Павлов, М. П. Теремов ОЦЕНИВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ «ICEYE»

> А.Д. Старинец ОБЗОР ЭВОЛЮЦИИ РОССИЙСКИХ КОСМИЧЕСКИХ СТАНЦИЙ И ПЕРСПЕКТИВ ИХ РАЗВИТИЯ

НОВЫЕ МАТЕРИАЛЫ И ТЕХНОЛОГИИ В КОСМИЧЕСКОЙ ТЕХНИКЕ

- **Н.С. Азиков, А.В. Зинин, Ю.В. Гайдаржи** ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ФЛАТТЕРА В ИЗОТРОПНЫХ И ОРТОТРОПНЫХ ПЛАСТИНАХ С РАЗЛИЧНЫМИ ГРАНИЧНЫМИ УСЛОВИЯМИ И УГЛАМИ СКОСА
 - **Д.В. Сорокин, Е.В. Москвичев** ПРОЕКТИРОВАНИЕ, ИЗГОТОВЛЕНИЕ И МЕХАНИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ ЯЧЕИСТЫХ СТРУКТУР НА ОСНОВЕ ТРИЖДЫ ПЕРИОДИЧЕСКОЙ МИНИМАЛЬНОЙ ПОВЕРХНОСТИ

космическое приборостроение

А.В. Дардымов, Ю.И. Чони, А.Г. Романов, И.Ю. Данилов ПОДДЕРЖАНИЕ ЗОНЫ ПОКРЫТИЯ СПУТНИКОВОЙ МНОГОЛУЧЕВОЙ ГИБРИДНОЙ ЗЕРКАЛЬНОЙ АНТЕННЫ ПРИ КОНТРОЛЕ ТЕКУЩЕГО ПРОФИЛЯ РЕФЛЕКТОРА ПО СИГНАЛАМ НАЗЕМНОГО МАЯКА

ИННОВАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

Т.А. Быстранова, Ю.М. Заболотнов АНАЛИЗ ДВИЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА С НЕИЗОЛИРОВАННЫМ ПРОВОДЯЩИМ ТОК ТРОСОМ

ROCKET AND SPACE EQUIPMENT

- 137 M.V. Pavlov, M.P. Teremov EVALUATION OF «ICEYE» SPACE SYSTEM APPLICATION EFFICIENCY
- Image: A.D. StarinetsAN OVERVIEW OF THE EVOLUTION OF RUSSIANImage: An operation of the staring space stations and its developmentImage: An operation of the staring space station operation operatio

NEW MATERIALS AND TECHNOLOGIES IN SPACE EQUIPMENT

- 156 N.S. Azikov, A.V. Zinin, Yu.V. Gaidarzhi INVESTIGATION OF THE OCCURRENCE OF FLUTTER IN ISOTROPIC AND ORTHOTROPIC PLATES WITH DIFFERENT BOUNDARY CONDITIONS AND SKEW ANGLES
- 170 D.V. Sorokin, E.V. Moskvichev DESIGNING, MANUFACTURING AND MECHANICAL TESTS OF LATTICE STRUCTURES BASED ON TRIPLY PERIODIC MINIMAL SURFACE

SPACE INSTRUMENT ENGINEERING

 185 A.V. Dardymov, Yu. I. Choni, A.G. Romanov, I. Yu. Danilov
 MAINTAINING THE COVERAGE
 OF A SATELLITE MULTIBEAM HYBRID REFLECTOR
 ANTENNA BY MONITORING THE CURRENT
 REFLECTOR STATE USING SIGNALS OF ON-GROUND BEACON

INNOVATIONS OF THE SPACE INDUSTRY

197 **T. A. Bystranova, Yu. M. Zabolotnov** ANALYSIS OF THE MOTION OF A NANOSATELLITE WITH AN UNINSULATED CONDUCTIVE TETHER

В номере

ОЦЕНИВАНИЕ ЭФФЕКТИВНОСТИ ФУНКЦИОНИРОВАНИЯ КОСМИЧЕСКОЙ СИСТЕМЫ «ICEYE»

М.В. Павлов[∞], М.П. Теремов

Военно-космическая академия имени А.Ф. Можайского г. Санкт-Петербург, Российская Федерация

Целью данной работы является оценивание эффективности применения космической системы «ICEYE» при помощи разработанной программно-реализованной имитационной модели применения космических систем дистанционного зондирования Земли. В статье проведен анализ причин стремительного наращивания орбитальной группировки космической системы «ICEYE» на базе малых космических аппаратов, оснащенных радиолокатором с синтезированной апертурой, а также проанализирован её состав. Проведено оценивание эффективности функционирования космической системы дистанционного зондирования Земли на основе программно-реализованной имитационной модели. Исходными данными для моделирования являлись орбитальные параметры космических аппаратов «ICEYE» и соответствующие углы визирования для различных режимов съемки, а также координаты наземных пунктов приема информации. В результате моделирования были получены средние значения периодичности наблюдения участков земной поверхности и оперативности доведения радиолокационной информации до потребителей. Периодичность наблюдения участков земной поверхности представлена для различных режимов съемки в виде зависимости от геодезической широты. А оперативность доведения радиолокационной информации до потребителей при передаче информации через наземные пункты приема данных дистанционного зондирования Земли компании «Kongsberg Satellite Service» представлена в виде тепловой карты.

Ключевые слова: космический аппарат, радиолокатор с синтезированной апертурой, орбитальная группировка, космическая система, периодичность наблюдения, ICEYE.

Введение

Последние годы характеризуются возрастанием роли радиолокационных средств при решении разных прикладных задач, к числу которых относятся мониторинг состояния объектов промышленной и транспортной инфраструктуры, предупреждение и ликвидация последствий чрезвычайных ситуаций, контроль важных подвижных транспортных объектов и наблюдение за опасными быстропротекающими природными явлениями. Это обусловлено высоким уровнем технических характеристик систем дистанционного зондирования Земли (ДЗЗ), обеспечивающих получение радиолокационных изображений (РЛИ) независимо от погодных условий и уровня освещенности с пространственным разрешением около 1 м и менее. Достижение подобного уровня характеристик, с одной стороны,

связано с применением активных фазированных антенных решеток и широкополосных сигналов, а с другой – с применением радиолокаторов, использующих принцип синтезирования апертуры (PCA) [1].

Для обеспечения высокой периодичности наблюдения широко применяются многоспутниковые космические системы (КС) на базе малых космических аппаратов (МКА), к числу которых относится КС «ICEYE». Космическая система «ICEYE», созданная одноименной финской компанией, используется в целях обеспечения высокой периодичности радиолокационного наблюдения и оперативной доставки результатов радиолокационной съёмки потребителям, как для нужд гражданских пользователей, так и в интересах военных ведомств.

Цель статьи: оценивание эффективности применения космической системы «ICEYE» при помощи разработанной программно-реализованной имитационной модели использования космических систем Д33.

mvp2000@bk.ru

[©] Ассоциация «ТП «НИСС», 2024



1. Анализ развития и состава космической системы «ICEYE»

Компания «ICEYE» по состоянию на 27 февраля 2024 г. запустила 32 КА. К концу 2024 г. планируется запустить еще около 16 КА. Динамика изменения количества КА в КС «ICEYE» представлена на рисунке 1 [2].

ной разработкой компаний «ICEYE» и «York Space Systems». При этом полезная нагрузка была разработана компанией «ICEYE», платформа – «York Space Systems». Масса КА составляет 150 кг [6].

В июне 2019 г. был запущен КА «ICEYE X4», который является улучшенной версией КА «ICEYE X2», позволяющей получать РЛИ с про-



Рисунок 1. Динамика изменения количества КА в КС «ICEYE»

Такое стремительное наращивание орбитальной группировки «ICEYE» обусловлено использованием МКА, которые имеют преимущество по сравнению с крупноразмерными КА с финансовой точки зрения: средняя стоимость КА РСА массой 50–200 кг составляет 5–20 млн долл. США, в то время как средняя стоимость КА РСА массой 1–3 т составляет 300–500 млн долл. США [3]. Следующей особенностью является использование электронной компонентной базы (ЭКБ) без заданного уровня качества и надежности класса «Commercial» вместо высоконадежной ЭКБ класса «Space», «Military» или «MFR HiRel». Однако ценой этому стало значительное уменьшение срока активного существования КА.

С целью подтверждения возможности получения РЛИ высокого разрешения компания «ICEYE» в 2018 г. запустила КА-демонстратор «ICEYE X1». Данный КА, имеющий массу 70 кг, обладает пространственным разрешением до 10 м [4]. На текущий момент КА «ICEYE X1» прекратил свое активное существование.

В том же году был запущен КА «ICEYE X2», который является модификацией первой модели и обладает улучшенным пространственным разрешением до 3 м. Масса КА «ICEYE X2» составляет 80 кг [5].

В мае 2019 г. был запущен очередной КА «ICEYE X3» («Harbinger»), являющийся совмест-

странственным разрешением до 1 м. Масса КА составляет 120 кг [7]. Именно на его основе разработаны последующие КА «ICEYE» второго по-коления («Х5» – «Х22», «Х24», «Х27»).

Внешний вид КА РСА «ICEYE X1», «X2», «X3» («Harbinger»), «X4» представлен на рисунке 2.

Режимы съемки и их характеристики КА второго поколения приведены в таблице 1 [8, 9].

В январе 2023 г. состоялся запуск КА «ICEYE X22» с помощью ракеты-носителя «Falcon-9», в ходе которого возникла нештатная ситуация, заключающаяся в неразделении разгонного блока от ракета-носителя. Вследствие этого КА прекратил свое баллистическое существование [10].

В июне 2023 г. были запущены КА «ICEYE» третьего поколения, а именно «ICEYE X23», «X25», «X26» и «X30». Заявлено, что третье поколение КА «ICEYE» обладает режимом «Spot Fine», который обеспечивает пространственное разрешение до 0,5 м, а также режимом «Dwell mode», предназначенным для обнаружения изменений на земной поверхности практически в режиме реального времени [7, 11].

В ноябре 2023 г. состоялся запуск еще четырех КА «ICEYE» третьего поколения, а именно «ICEYE X31», «X32», «X34» и «X35» [7, 12].

Все КА «ICEYE» размещены на солнечносинхронных орбитах в диапазоне высот

138

Оценивание эффективности функционирования космической системы «ICEYE»



Рисунок 2. Внешний вид КА РСА типа «ICEYE»: a – «ICEYE X1»; б – «ICEYE X2»; в – «ICEYE X3» («Harbinger»); г – «ICEYE X4»

Таблица 1

Параметры режимов съемки КА «ІСЕҮЕ» второго поколения

Патамата	Режим съемки					
Параметр	Телескопический	Скользящий	Маршрутный	Обзорный		
Размер кадра, км	5 x 5	15 x 15	-	—		
Размер полосы захвата, км	_	—	30	100		
Углы визирования, °	20–35	20–35	15–30	21–29		
Разрешение по горизонталь- ной дальности, м	1	1	3	15		
Разрешение по азимуту, м	1	1	3	15		

425...570 км и с наклонением 97,3°...97,9°, за исключением «ICEYE X3» («Harbinger»), наклонение орбиты которого $40,0^{\circ}$.

Высокие значения пространственного разрешения бортовой специальной аппаратуры КА «ICEYE» привели к возникновению значительного спроса на РЛИ. В рамках данной деятельности ряд стран приняли решение о приобретении КА «ICEYE» в национальных интересах.

Так, запуск КА «ICEYE X3» («Harbinger») был спонсирован Командованием космической и противоракетной обороны армии США в рамках программы «Space Text Program» [13]. Оператором системы является американская компания «York Space Systems» [6].

Космические аппараты «ICEYE X10» («XR 1»), «X17», «X24», а также еще два неназванных КА

третьего поколения произведены коммерческой организацией «ICEYE US» (американский филиал компании «ICEYE», расположенный в г. Ирвин, шт. Калифорния) [7, 11].

Также компания «ICEYE» заключила контракт о продаже КА «ICEYE X18» («Carcará 1») и «X19» («Carcará 2») министерству обороны Бразилии. Стоимость контракта составила около 30 млн евро [7, 14].

Таким образом, компания «ICEYE» произвела 32 КА, из которых 2 прекратили свое активное существование и 8 были переданы другим операторам. В рамках данной статьи оценивание эффективности функционирования КС «ICEYE» будет осуществляться для оставшихся 22 КА. Визуальное представление орбитальной группировки КА «ICEYE» показано на рисунке 3.



Рисунок 3. Визуальное представление орбитальной группировки КА «ICEYE»

2. Оценивание эффективности функционирования КС «ICEYE» с использованием аналитикоимитационного моделирования

Для оценивания эффективности использования КС «ICEYE» была разработана программноимитационная модель ее применения. Исходными данными являлись орбитальные параметры КА «ICEYE» и углы визирования КА для различных режимов. В результате моделирования были получены данные по периодичности наблюдения участков земной поверхности и оперативности доставки информации до потребителя. Зависимости средней периодичности наблюдения КС «ICEYE» участков земной поверхности от геодезической широты для различных режимов представлены на рисунке 4.

Зависимости на рисунке 4 показывают, что на экваторе периодичность наблюдения максимальна, а на приполярных широтах – минимальна. Разброс значений у полюсов обусловлен колебаниями выборки.

Для телескопического, скользящего и маршрутного режимов средняя периодичность наблюдения участков земной поверхности не превышает 5 часов, а для обзорного режима – 8,5 часов.



Рисунок 4. Зависимости средней периодичности наблюдения КС «ICEYE» от широты для различных режимов

Еще одной важнейшей характеристикой, позволяющей оценить эффективность применения КС, является оперативность доставки информации до потребителя.

Заявленные высокие показатели оперативности – полученное РЛИ может быть обработано и передано заказчику за 15 минут – достигаются за счет сотрудничества компаний «ICEYE» и «Kongsberg Satellite Services» («KSAT») [15].

Норвежская компания «KSAT» предоставляет компании «ICEYE» пункты приема информации (ППИ) для приема данных ДЗЗ. ППИ «KSAT» расположены по всему миру: в общей сложности насчитывается более 270 антенн в 26 пунктах приема [16].

Данные ДЗЗ, полученные радиолокатором, сжимаются, зашифровываются и передаются со скоростью 500 Мбит/с в диапазоне частот 8025–8400 МГц на ППИ. Передача телеметрической и командной информации между КА и центром управления полетами осуществляется в S-диапазоне на частотах 2200–2290 МГц и 2025– 2110 МГц соответственно [17].

Будем оценивать потенциально достижимую оперативность доставки информации при использовании всех станций «KSAT». Исходными данными для моделирования являлись:

орбитальные параметры КА «ICEYE»;

 углы визирования КА для телескопического и скользящего режимов;

– координаты ППИ «KSAT».

Результатом моделирования стала тепловая карта распределения значений средней оперативности доведения радиолокационной информации до потребителей при осуществлении передачи данных через наземные пункты приема, представленная на рисунке 5. Красными точками обозначены ППИ «KSAT».

При расчетах оперативности не учитывается промежуток времени от момента формирования заявки до съемки участков земной поверхности. Учитывается только время, затраченное на передачу полученного РЛИ на ППИ «KSAT».

На рисунке 5 белые зоны на тепловой карте означают, что КА не осуществляют съемку на данной широте.

Если усреднить значения оперативности по всей поверхности Земли, то оперативность доставки информации до потребителя составляет в среднем 6 минут.

Тепловая карта позволяет сделать следующие выводы: вследствие географии распределения ППИ при съемке участков земной поверхности Европы доставка данных ДЗЗ на ППИ осуществляется без задержки, а при съемке Азии оперативность доставки информации в среднем равна 5 минутам. При этом наихудшая оперативность доставки осуществляется в Тихом океане – в среднем 30 минут.

Для дальнейшего повышения оперативности доставки информации компания «ICEYE» планирует дополнительно использовать сеть ретрансля-



Рисунок 5. Тепловая карта распределения средней оперативности доведения информации при передаче данных через наземные ППИ



ции компании «Audacy», которая состоит из трех КА-ретрансляторов и трех ППИ в Сан-Франциско (США), Сингапуре и Европе [18, 19].

Заключение

Разработанная программная модель оценивания эффективности применения космической системы «ICEYE» позволила рассчитать зависимости средней периодичности наблюдения участков земной поверхности от геодезической широты для различных режимов, а также оперативность

доставки специальной информации до потребителя. Периодичность в среднем не превосходит 5 часов для телескопического, скользящего и маршрутного режимов, и 8,5 часов для обзорного режима. А оперативность в среднем составляет 6 минут (при использовании всех станций «KSAT»). Полученные значения свидетельствуют о том, что орбитальные группировки малых космических аппаратов с радиолокаторами с синтезированной апертурой являются эффективным средством высокопериодичного наблюдения, вне зависимости от погодных условий и времени суток.

Список литературы

- [1] Кадуков Е.П. Распознавание объектов контроля на радиолокационных изображениях с использованием метода опорных векторов // Вопросы оборонной техники. Технические средства противодействия терроризму. Серия 16. 2022. № 171–172. DOI: 10.53816/23061456_2022_9–10_96.
- [2] Брошюра о миссиях «ICEYE» [Электронный ресурс]. URL: https://www.iceye.com/hubfs/_DATA_AND_ MISSIONS/Missions_Brochure_ICEYE.pdf (дата обращения 21.02.2024).
- [3] Тушавина О.В., Кучейко А.А., Костюк Е.А., Зайцев С.Э. Состояние и перспективы развития орбитальных группировок малогабаритных космических аппаратов с РСА зарубежных коммерческих операторов // Дистанционное зондирование Земли из космоса. 2021. Ч. 1. Выпуск № 18 (77). С. 74–78.
- [4] Космический аппарат «ICEYE X1» [Электронный pecypc]. URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/iceye-x1. htm (дата обращения: 21.02.2024).
- [5] Космический аппарат «ICEYE X2» [Электронный pecypc]. URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/iceye-x2. htm (дата обращения: 21.02.2024).
- [6] Космический аппарат «ICEYE X3» («Harbinger») [Электронный ресурс]. URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/harbinger.htm (дата обращения: 21.02.2024).
- [7] Космические аппараты «ICEYE X4», ..., «X35» [Электронный ресурс]. URL: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/iceye-x4.htm (дата обращения: 21.02.2024).
- [8] Брошюра о данных «ICEYE» [Электронный ресурс]. URL: https://www.iceye.com/hubfs/Downloadables/SAR_ Data_Brochure_ICEYE.pdf (дата обращения: 21.02.2024).
- [9] Характеристики изображений PCA [Электронный pecypc]. URL: https://sar.iceye.com/5.1.2/productguide/ collectioncharacteristics/ (дата обращения: 21.02.2024).
- [10] Запуски и орбитальные операции [Электронный ресурс]. URL: http://orbitalfocus.uk/Diaries/Launches/ Launches.php?year=2023 (дата обращения: 21.02.2024).
- [11] Четыре новых спутника «ICEYE» 3-го поколения [Электронный ресурс]. URL: https://sar.iceye.com/5.0/ productguide/ordering/ (дата обращения: 21.02.2024).
- [12] «ICEYE» расширяет свою ведущую в мире группировку радиолокационных спутников благодаря запуску четырех новых спутников [Электронный ресурс]. URL: https://www.iceye.com/press/press-releases/iceye-elevates-its-world-leading-radar-imaging-constellation-with-four-new-satellites-launched/ (дата обращения: 21.02.2024).
- [13] Занин К. А., Клименко Н. Н. Возможности космических систем радиолокационного наблюдения по периодичности наблюдения объектов и районов // Воздушно-космическая сфера. 2020. № 4. С. 82–93.
- [14] Продажа финского микроспутника Бразилии вызывает критику [Электронный ресурс]. URL: https://yle.fi/ a/3-11733127/ (дата обращения: 27.02.2024).
- [15] «KSAT» и «ICEYE» расширяют партнерство [Электронный ресурс]. URL: https://www.iceye.com/press/pressreleases/ksat-and-iceye-extend-partnership-with-more-radar-satellite-imagery-and-faster-data-analysis (дата обращения: 27.02.2024).
- [16] Пункты приема информации «KSAT» [Электронный ресурс]. URL: https://www.ksat.no/ (дата обращения: 27.02.2024).
- [17] Заявка на получение разрешения на запуск и эксплуатацию негеостационарной спутниковой системы в спутниковой службе исследования Земли [Электронный pecype]. URL: https://fcc.report/IBFS/SAT-LOA-20210212–00021/3872377.pdf (дата обращения: 27.02.2024).
- [18] «ICEYE» подписала соглашение о межспутниковой ретрансляции данных с «Audacy» [Электронный ресурс]. URL: https://www.spaceitbridge.com/iceye-signs-inter-satellitecomm-deal-with-audacy.htm (дата обращения: 27.02.2024).
- [19] Коммерческая межспутниковая сеть ретрансляции данных «Audacy» [Электронный ресурс]. URL: https://spaceflight.com/sp-customers/audacy/ (дата обращения: 27.02.2024).

142

EVALUATION OF «ICEYE» SPACE SYSTEM APPLICATION EFFICIENCY

M.V. Pavlov, M.P. Teremov

Military (Research Institute) Institute Mozhaisky Military Space Academy St. Petersburg, The Russian Federation

The purpose of this paper is to evaluate the application efficiency of the "ICEYE" space system using the developed software-implemented simulation model of Earth remote sensing space systems application. The article analyzes the reasons for the rapid expansion of the orbital constellation of the ICEYE space system based on small spacecraft equipped with synthetic aperture radar and its composition. The application efficiency of the Earth remote sensing space system was evaluated on the basis of a software-implemented simulation model. The initial data for modeling were the orbital parameters of the ICEYE spacecrafts and the corresponding angles of view for different imaging modes, as well as the coordinates of ground receiving stations. As a result of modeling, average values of periodicity of observation of the Earth surface areas and efficiency of radar information delivery to consumers were obtained. Frequency of observation of the Earth surface areas is presented for different imaging modes as a function of geodetic latitude. And the efficiency of radar information delivery to consumers when transmitting information via ground receiving stations of remote sensing data of «Kongsberg Satellite Service» company is presented in the form of a heat map.

Keywords: spacecraft, synthetic aperture radar, orbital constellation, space system, periodicity of observation, ICEYE.

References

- Kadukov E. P. Recognition of control objects in radar images using the support vector method // Issues of defense technology. Technical means of countering terrorism. 2022. Part 16. No. 171–172. doi: 10.53816/23061456_2022_9–10_96.
- [2] Missions brochure. Available at: https://www.iceye.com/hubfs/_DATA_AND_MISSIONS/Missions_Brochure_ ICEYE.pdf (accessed 21.02.2024).
- [3] Tushavina O.V., Kucheiko A.A., Kostyuk E.A., Zaitsev S.E. State and prospects of development of orbital constellations of small-size spacecraft with RSA of foreign commercial operators // Remote Sensing of the Earth from Space. 2021. Part 1. No. 18 (77), pp. 74–78.
- [4] ICEYE X1. Available at: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/iceye-x1.htm (accessed 21.02.2024).
- [5] ICEYE X2. Available at: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/iceye-x2.htm (accessed 21.02.2024).
- [6] ICEYE X3 (Harbinger). Available at: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/harbinger.htm (accessed 21.02.2024).
- [7] ICEYE X4. Available at: https://space.skyrocket.de/doc_sdat/iceye-x4.htm (accessed 21.02.2024).
- [8] Data brochure. Available at: https://www.iceye.com/hubfs/Downloadables/SAR_Data_Brochure_ICEYE.pdf (accessed 21.02.2024).
- [9] SAR Imagery Product. Available at: https://sar.iceye.com/5.1.2/productguide/collectioncharacteristics/ (accessed 21.02.2024).
- [10] Launches and Orbital Operations. Available at: http://orbitalfocus.uk/Diaries/Launches/Launches.php?year=2023 (accessed 21.02.2024).
- [11] ICEYE's Four New Generation 3 Satellite. Available at: https://sar.iceye.com/5.0/productguide/ordering/ (accessed 21.02.2024).
- [12] ICEYE Elevates Its World Leading Radar Imaging Constellation With Four New Satellites Launched Available at: https://www.iceye.com/press/press-releases/iceye-elevates-its-world-leading-radar-imaging-constellation-withfour-new-satellites-launched/ (accessed 21.02.2024).
- [13] Zanin K.A., Klimenko N.N. Opportunities of the space radar observation systems on the periodicity of objects and areas observation // Air and Space. 2020. No. 4, pp. 82–93.
- [14] Sale of Finnish microsatellite to Brazil raises criticism. Available at: https://yle.fi/a/3-11733127/ (accessed 27.02.2024).
- [15] KSAT and ICEYE Extend Partnership with More Radar Satellite Imagery and Faster Data Analysis. Available at: https://www.iceye.com/press/press-releases/ksat-and-iceye-extend-partnership-with-more-radar-satellite-imageryand-faster-data-analysis (accessed 27.02.2024).



- [16] Ground Network Services. Available at: https://www.ksat.no/ (accessed 27.02.2024).
- [17] Application for Authority to Launch And Operate a Non-Geostationary Satellite System in the Earth-Exploration Satellite Service. Available at https://fcc.report/IBFS/SAT-LOA-20210212-00021/3872377.pdf (accessed 27.02.2024).
- [18] ICEYE signs inter-satellite comm deal with Audacy. Available at https://www.spaceitbridge.com/iceye-signs-inter-satellitecomm-deal-with-audacy.htm (accessed 27.02.2024).
- [19] Audacy Internet-Style Network for Commercial Satellites. Available at: https://spaceflight.com/sp-customers/ audacy/ (accessed 27.02.2024).

Сведения об авторах

144

Павлов Михаил Владимирович – младший научный сотрудник лаборатории военного института (научноисследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. Окончил БГТУ «ВОЕНМЕХ» им. Д.Ф. Устинова в 2022 году. Область научных интересов: космические аппараты.

Теремов Михаил Петрович – начальник 3 управления военного института (научно-исследовательского) Военно-космической академии имени А.Ф. Можайского. Окончил Высшее военное инженерное училище радиоэлектроники (г. Череповец) в 1998 году. Область научных интересов: космические аппараты. УДК 629.786

Работы молодых ученых

ОБЗОР ЭВОЛЮЦИИ РОССИЙСКИХ КОСМИЧЕСКИХ СТАНЦИЙ И ПЕРСПЕКТИВ ИХ РАЗВИТИЯ

А.Д. Старинец^{1, 2}

¹Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) г. Москва, Российская Федерация ²Государственное бюджетное учреждение культуры города Москвы «Мемориальный музей космонавтики» г. Москва, Российская Федерация

Представлены история развития российских орбитальных космических станций и перспективы развития этого направления. Рассмотрена значимость их применения для исследования ближнего и дальнего космического пространства. Выполнен краткий обзор советской и российской космических программ по развитию орбитальных станций. Также проанализированы тенденции развития отдельных орбитальных станций, выделены ошибки реализации и методы их решения. Рассмотрены научная значимость орбитальной станции «Мир» и эксперименты, проведенные на ней. Подведены итоги 15-летней работы станции. Проанализированы причины создания, этапы развития Международной космической станции, текущие результаты ее эксплуатации, проводимые научные исследования и эксперименты, а также дальнейшие планы по ее эксплуатации. Кроме того, рассмотрены текущие разработки Российской орбитальной станции, этапы ее развития, планируемые научные эксперименты и изучены перспективы использования орбитальных станций в долгосрочной перспективе. Этот материал может быть использован при написании диссертации, посвященной истории и научной значимости российских орбитальных станций, а также для проведения исследований по анализу ошибок, сравнительному анализу с другими космическими программами и при разработке новых технологий для будущих миссий.

Ключевые слова: орбитальные станции, космические исследования, российская космическая программа, орбитальная станция «Салют», орбитальная станция «Мир», международная космическая станция.

Значимость орбитальных станций для космических исследований

В научно-фантастической повести «Вне Земли» (1918) основоположник теоретической космонавтики К.Э. Циолковский размышлял о том, как люди будут изучать мир с орбитальных «эфирных поселений». По сути, он описал проект орбитальной станции. Многие из его идей, например блочная сборка в космосе и выращивание растений для питания там же, находят применение в наше время [1].

Похожую концепцию разрабатывал австровенгерский инженер Герман Поточник (Нордунг). В 1929 году он издал книгу «Проблема путешествия в космическом пространстве» [1]. Он предложил концепцию модульной станции на орбите Земли, которая служила бы ученым обсерваторией для проведения астрономических наблюдений и изучения поверхности планеты, а также была бы базой для осуществления межпланетных коммуникаций.

Спустя столетие ряд идей Циолковского и Нордунга реализованы. За все время на орбиту

arina.starin04@gmail.com

[©] Ассоциация «ТП «НИСС», 2024



нашей планеты было запущено 14 орбитальных пилотируемых станций. Некоторые выходили из строя, не прослужив и недели, другие же использовались годами. Рекордсмены по продолжительности эксплуатации – советская станция «Мир», прослужившая 15 лет, и Международная космическая станция (МКС), срок службы которой уже превысил 24 года.

Идея разработки орбитальных станций изначально не находила должной поддержки. В шестидесятые годы в Советском Союзе упор делался на разработку аппаратов и оборудования военного назначения из-за напряженных отношений с США. Военные соглашались финансировать проект орбитальной станции только в случае ее использования в военных целях. Так и появилась первая орбитальная станция «Салют», или Долговременная орбитальная станция (ДОС) [2].

Великобритания В 1966 году США, и Советский Союз, а позднее еще 110 стран, подписали «Договор о принципах деятельности государств по исследованию и использованию космического пространства, включая Луну и другие небесные тела». Этот документ устанавливает принципы и правила использования космического пространства в мирных целях. В соответствии с договором государства обязались осуществлять исследования космоса и использование небесных тел исключительно в мирных и научных целях. Данный договор нацелен на укрепление международного сотрудничества в области космических исследований.

Орбитальные станции имеют большое, если не ключевое, значение для космических исследований. Эти космические аппараты разработаны с целью проведения научных экспериментов в условиях космического пространства, разведки, наблюдений за поверхностью и атмосферой планеты, астрономических наблюдений и т.п. [1].

Орбитальная станция – промежуточный этап в переходе от ближнего космического пространства к дальнему. В настоящее время они используются исключительно на орбите Земли, однако уже ведутся разработки лунных станций, которые могут использоваться для безопасного исследования поверхности Луны, например совместный проект России и Китая – МНЛС (Международная научная лунная станция), а также Lunar Gateway, разработка которой возглавляется NASA.

Краткий обзор российской космической программы орбитальных станций

За 65 лет космической истории человечество прошло путь от первого спутника до МКС. Каждый шаг давался с трудом. Сначала наиболее сложной задачей казалось преодоление притяжения Земли, позднее – выведение на орбиту живого существа, а после и первого человека. Так, решая задачу за задачей, ученые и инженеры продвигались все дальше, а корабли становились совершенней. До начала космических полетов теоретики в области космонавтики пришли к заключению о возможности модульной сборки космических конструкций на орбите. Вместо единовременного вывода громоздких аппаратов более эффективным подходом признали поэтапный запуск отдельных блоков с последующей сборкой на орбите. Такой метод открывает возможность создавать большие орбитальные станции, обеспечивает переходы между космическим кораблем и орбитальной станцией, а также позволяет реализовывать сборку межпланетных кораблей (например, для полета на Луну и Марс) [3].

Первая в мире стыковка двух кораблей «Союз-4» и «Союз-5» состоялась 16 января 1969 года. Ее можно считать первой космической орбитальной станцией, хотя она и просуществовала всего несколько часов.

В ходе этой миссии космонавты В. А. Шаталов, Е.В. Хрунов, Б.В. Волынов и А.С. Елисеев осуществили маневр стыковки двух кораблей, двое из них вышли в открытый космос, а затем перешли с одного корабля в другой. В таком состоянии корабли функционировали 4 часа и 35 минут. Этот момент стал прорывом на пути создания модульных орбитальных станций, положив начало для последующих миссий и проектов.

Во время своего выступления после завершения группового полета космических кораблей «Союз-6», «Союз-7» и «Союз-8», генеральный секретарь ЦК КПСС Леонид Ильич Брежнев заявил: «Советская наука рассматривает создание орбитальных станций со сменяемыми экипажами как магистральный путь человека в космосе. Они могут стать «космодромами в космосе», стартовыми площадками для полетов на другие планеты. Возникнут крупные научные лаборатории для исследования космической технологии и биологии, медицины и геофизики, астрономии и астрофизики». Фактически Брежнев озвучил цели советской и российской космонавтики и ключевое направление ее развития на ближайшие десятилетия [4].

Через два года была успешно запущена первая в мире орбитальная станция «Салют-1». Аппарат пробыл на орбите 175 суток, после чего был затоплен [5]. В рабочем отсеке станции размещалось научное оборудование, пост управления, зона отдыха, место для приема пищи, спальные места и спортивные тренажеры, предназначенные для смягчения негативных эффектов невесомости на организм космонавтов. Также на станции были установлены душевая и космический туалет, обеспечивающие санитарно-гигиенические условия для экипажа. Несмотря на то что станция «Салют-1» была первой космической станцией, она уже являлась полноценной научной лабораторией и домом для космонавтов на орбите [5].

В ходе программы орбитальных станций «Салют» было выведено на орбиту 11 аппаратов. Оборудование включало научные инструменты, телескопы, спутниковые системы связи и навигации, радиолокационные и астрономические приборы, а также системы жизнеобеспечения и управления станцией. Станции «Салют-2», «Салют-3» и «Салют-5» разрабатывались как станции военного назначения, поэтому в советских СМИ их технические характеристики никогда не публиковали [2].

Космические станции открыли новую эпоху экспериментальной науки. Исследования затрагивали не только астрономию и физику, но и биологию, медицину, материаловедение и ряд других наук. Космонавты изучали влияние невесомости на организм, проводили эксперименты с растениями и животными, оценивали изменения свойств материалов в космической среде, а также наблюдали и исследовали космические объекты и явления [5].

Программа орбитальных станций «Салют» оказала значительное влияние на развитие мировой космонавтики. Она позволила усовершенствовать системы жизнеобеспечения, испытать технологии для увеличения времени пребывания человека в космосе, улучшить методы коммуникации и навигации, а также доработать системы стыковки и перехода между космическими аппаратами. Знания, накопленные в ходе эксплуатации этих станций, легли в основу более сложных и долговременных миссий – станций «Мир» и МКС [1].

Международная космическая станция (МКС) и ее предшественник, российская орбитальная станция «Мир», занимают особое место в российской космической программе и истории космонавтики.

Станция «Мир» была запущена в космос в 1986 году и стала первой постоянно населенной орбитальной станцией. Она служила платформой для научных исследований, экспериментов и технологических испытаний [6].

МКС, запущенная в 1998 году, стала результатом сотрудничества космических агентств ряда стран: России, США, Европейского космического агентства, Канады и Японии [6].

Россия вносит основной вклад в эксплуатацию и обслуживание МКС, предоставляя модули «Заря», «Звезда», «Пирс» и другие элементы станции. Космические корабли «Союз» и «Прогресс» используются для доставки экипажей и грузов на МКС, а также для эвакуации в случае необходимости. Космонавты проводят долговременные миссии, оставаясь на станции от нескольких месяцев до года, что позволяет проводить длительные научные эксперименты и изучать воздействие невесомости на организм человека. МКС служит не только платформой для научных исследований в различных областях, но и стала символом мирного сотрудничества в космосе, партнерства и обмена техническими знаниями и опытом между странами ради общих целей [1, 7].

Обзор первых космических станций («Салют», «Мир»)

В таблице указаны только успешные пилотируемые миссии, запусков было гораздо больше. Некоторые станции были уничтожены из-за аварии ракеты-носителя, другие сведены с орбиты изза поломки оборудования, но каждая неудача давала бесценный опыт ученым и инженерам. Ошибки анализировали и учитывали при строительстве новых станций. По таблице можно увидеть, что запуски происходили с очень коротким интервалом, минимальный – полгода. Это позволило в относительно короткий срок отработать и устранить большинство ошибок и просчетов, а также сформировать техническую и научную базы, которые в дальнейшем стали основой для строительства долговременных орбитальных станций [4].

Успешные пилотируемые миссии программы «Салют»

Название станции	Время эксплуатации и дата запуска	Суммарное время пребывания экипажей
«Салют-1»	175 суток, 19.04.1971	22 суток
«Салют-3»	213 суток, 26.06.1974	13 суток
«Салют-4»	770 суток, 26.12.1974	92 суток
«Салют-5»	411 суток, 22.06.1976	64 суток
«Салют-6»	1764 суток, 29.09.1977	683 суток
«Салют-7»	3216 суток, 19.04.1982	816 суток
«Салют-8»	5514 суток, 19.02.1986	4594 суток

Рассмотрим нововведения и внедрение новых технологий на примере трех станций – «Салют-4», «Салют-6» и «Салют-7».

«Салют-4»

РКК «Энергия», в статье по станции «Салют-4» [8], рассказали, что были задействованы три солнечные батареи, каждая из которых могла поворачиваться вокруг продольной оси. Это позволило генерировать больше энергии, но привело к уве-

148

Рисунок 1. Орбитальная станция «Салют-4» и космический корабль «Союз»

личению массы космического аппарата, поэтому было принято решение уменьшить количество баков двигательной установки (ДУ) и увеличить высоту орбиты до 350 километров – для меньшего потребления топлива.

На станции «Салют-4» впервые испытаны системы ориентации «Каскад» и «Дельта» и контур с тепловыми трубами. Началась работа по созданию замкнутой системы по регенерации воды из конденсата.

«Салют-6»

Новшества по сравнению с предыдущей станцией – дополнительный агрегатный отсек с ДУ (двигательной установкой), второй стыковочный аппарат, позволяющий стыковать несколько кораблей одновременно и производить дозаправку станции, появилась возможность совершать внекорабельную деятельность космонавтов [8].

В рамках программы «Интеркосмос», объединившей 9 стран, на орбитальном комплексе «Салют-6» было совершено 9 пилотируемых совместных полетов. За время работы станции

проведено более 1000 экспериментов, около 150 из них состоялись в рамках исследований в области биологии, медицины, материаловедения, физики космоса и изучения Земли.

В дальнейшем международные полеты осуществлялись на основе двусторонних соглашений. Наиболее крупные совместные программы выполнялись с Индией, Францией, США, Германией [7].

«Салют-7»

В дополнение к возможностям предшественника на станции «Салют-7» появилась возможность монтажа солнечных батарей в полете, а также исследовательский модуль 37КЭ с комплексом научного оборудования для астрофизических исследований и наблюдения Земли [8].

Удачные разработки и технологии, первоначально создававшиеся для «Салютов», в дальнейшем использовались на станциях «Мир» и МКС. Приведем несколько примеров.

• 37КЭ, создававшийся для станции «Салют-7», был реализован на станции «Мир» как модуль «Квант».

• Станция «Салют-8» стала базовым блоком будущей станции «Мир», позже был пристыкован модуль «Квант».

• Станция «Салют-9» первоначально разрабатывалась как базовый блок для станции «Мир-2», но после затопления станции «Мир» была выведена как модуль жизнеобеспечения «Звезда» станции МКС.

• Подвижные солнечные батареи были испытаны и доработаны во время работы «Салютов», были внедрены в станцию «Мир» и МКС.

• Модульный метод строительства станции также был испытан на «Салютах» и внедрен на «Мире» и МКС.

• В ходе пилотируемого полета «Салюта-7» был осуществлен уникальный перелет с од-



Рисунок 2. Орбитальная станция «Салют-6»



Рисунок 3. Орбитальная станция «Салют-7» и транспортный корабль снабжения «Космос-1686»

ной орбитальной станции на другую. 4–5 мая 1986 года корабль «Союз Т-15» с Л.Д. Кизимом и В.А. Соловьевым на борту отстыковался от станции «Мир», преодолел 2500 км за 29 часов и состыковался с «Салют-7». Космонавты выполнили программу полета, вышли в открытый космос дважды и, законсервировав комплекс «Салют-7» – «Космос-1686», 26 июня вернулись на «Мир» с 400 кг груза, включая 20 приборов. Это оборудование впоследствии использовалось на «Мире», в том числе для международных исследований [7]. Подробнее об осуществлении перелета от ОС «Мир» к «Салют-7» можно узнать в статье «Хроника необыкновенного космического путешествия», РКК «Энергия» [9, 10].

Станция «Мир»

«Мир» была первой постоянно обитаемой орбитальной станцией, созданной совместными усилиями Советского Союза. Она была запущена в космос СССР в феврале 1986 года и функционировала до марта 2001 года.

Станция была построена в несколько этапов и расширялась по мере добавления модулей. К моменту завершения эксплуатации станция имела семь основных блоков: Базовый блок, Стыковочный отсек, «Квант», «Квант-2», «Кристалл», «Спектр» и «Природа» [6].

Базовый блок объединял модули в единый комплекс. Здесь находилось оборудование для управления системами жизнедеятельности, научная техника, а также спальные места экипажа.

«Квант», «Квант-2», «Кристалл», «Спектр» и «Природа» были предназначены для проведения исследований в различных научных областях – например, исследование верхних слоев атмосферы, природных ресурсов Земли, технических испытаний по стыковке и астрофизические исследования.

«К середине 1996 г. после запуска и стыковки модуля «Природа» с ОК (орбитальный комплекс) «Мир» сформировался его окончательный облик как научно-исследовательского комплекса, оснащенного уникальной научной аппаратурой. В состав комплекса вошли 7 модулей, в которых за время эксплуатации была размещена научная аппаратура более 240 наименований производства 27 стран общей массой 11,5 т, а с учетом вспомогательного оборудования и средств обеспечения общая масса комплекса целевых нагрузок составила 14 т» – сообщает РКК «Энергия» о научном оборудовании станции «Мир» [8].

Исследование природных ресурсов Земли

Направление исследования	Вес научной		
Паправление исследования	аппаратуры		
Медицина	1399 кг		
Биотехнология	655 кг		
Геофизика	312 кг		
ИПРЗ (исследование природ-			
ных ресурсов Земли)	3379 кг		
Материаловедение	171 кг		
Астрофизика	1993 кг		
Технология	938 кг		
Техника	2722 кг		

По данным, предоставленным РКК «Энергия», мы можем сделать вывод о наиболее востребованных направлениях исследований в космосе. В основном оборудование станции использовалось для изучения Земли. За время работы была произведена съемка поверхности планеты в различных зо-



Рисунок 4. Орбитальная станция «Мир»



нах спектра и была отработана система передачи данных и измерений.

Результаты 15-летней работы станции «Мир»:

 полностью выполнены задачи, связанные с разработкой, развертыванием и эксплуатацией орбитальных комплексов, а также запланированными научными исследованиями;

150

• успешно отработана технология долгосрочной эксплуатации орбитальных пилотируемых комплексов, которая включала оценку и поддержание работоспособности станции, обеспечение необходимого уровня надежности и безопасности. Это предоставило ценный опыт и информацию для последующих миссий на Международной космической станции;

• выполнена обширная программа научноприкладных исследований, которая значительно превысила первоначальные планы. Эти исследования включались в программы международного сотрудничества и охватывали различные области, такие как физика, биология, медицина и другие. Полученные результаты послужили основой для дальнейших научных исследований и экспериментов;

• важным достижением стал успешный переход с использования пилотируемого транспортного корабля «Союз Т» на модернизированный корабль «Союз ТМ», а также замена грузового корабля «Прогресс» на модернизированный корабль «Прогресс М» и последующее введение новой модификации «Прогресс М1». Эти корабли значительно повысили возможности, надежность и безопасность доставки космонавтов, грузов и топлива на орбиту.

Опыт эксплуатации «Мира» поменял восприятие учеными станций как инструмента исследования космического пространства. Если первоначально они рассматривались в формате единого

блока, оборудованного необходимой техникой, то «Мир», благодаря модульной конструкции, позволил провести исследования и испытать новые технологии. Ошибки, сделанные в ходе реализации программы «Салют», помогли разработать станцию нового поколения, сочетающую в себе технологии всех стран-участников, а выжимка опыта, полученного во время работы над ней, помогла создать Международную космическую станцию, которая прямо сейчас находится на орбите нашей планеты.

Международная космическая станция

Станция «Мир» стала полигоном для испытаний и отработки идей, которые позднее воплотили на МКС.

Строительство МКС началось с запуска первого модуля «Заря» 20 ноября 1998 года с помощью ракеты-носителя «Протон». На сегодняшний день МКС состоит из 15 блоков, последний модуль «Наука» был пристыкован 29 июля 2021 года. Станция функционирует 24 года и уже превысила проектный возраст, однако срок ее эксплуатации продлен до 2028 года [11].

МКС – уникальная платформа для проведения научных исследований. Во-первых, станция позволяет изучать воздействие невесомости на организмы и материалы. Множество биологических и медицинских экспериментов проводятся с целью понимания влияния микрогравитации на человеческий организм и поиск методов смягчения отрицательных последствий длительного пребывания в космосе, которое предстоит нам во время будущих долговременных миссий (эксперименты «Кальций», «Феникс», «Космокард» и другие). Одним из недавних экспериментов является испытание биопринтера «Органавт», который способен производить печать биологических тканей (щитовидная железа мыши и хрящевая ткань).



Рисунок 5. Процесс сборки Международной космической станции

Обзор эволюции российских космических станций и перспектив их развития



Рисунок 6. Текущая конструкция МКС

Во-вторых, на МКС проводятся эксперименты в области физики и астрономии. Космос предоставляет ученым возможность для изучения явлений, недоступных на Земле, таких как микрогравитационные явления, солнечная активность, межпланетные магнитные поля («БТН-Нейтрон»).

В-третьих, исследования на МКС связаны с разработкой и испытанием новых технологий и материалов. Здесь важна не только сама проверка работоспособности различных систем в условиях космоса, но и адаптация этих технологий для применения на Земле («Биополимер», «Выносливость», «Реставрация», «Эпсилон-НЭП»). Например, эксперименты по созданию легких и прочных материалов могут послужить основой для революционных изменений в авиации, космонавтике или, например, строительной отрасли [11].

Первоначально срок эксплуатации МКС составлял 15 лет, мы превысили его уже более чем в полтора раза. Техника изнашивается и устаревает. Еще несколько лет МКС будет эксплуатироваться, но уже существуют планы по строительству космических станций следующего поколения и плавного перехода к новой эпохе исследований в космосе.

Перспективы использования орбитальных станций

Российская орбитальная станция

В настоящий момент в России ведется разработка орбитальной станции нового поколения РОС (Российская орбитальная станция). Станция является прямым наследником «Мира» и МКС, но существенно отличается от них по ряду параметров и решений. Обозначим основные:

• применение новых материалов и сплавов. Планируется использовать новые аддитивные технологии для создания металлических элементов модулей;

• размещение 3D-принтеров для печати необходимых деталей, инструментов и оборудования;

 использование робототехнических комплексов для автоматизации работы и выполнения опасных для человека действий;

• использование виртуальной и дополненной реальности для подготовки космонавтов;

• изменение наклонения орбиты (97 градусов, вместо 52). Станция будет находиться на синхронно-солнечной орбите, что позволит использовать солнечные батареи для постоянного аккумулирования энергии, а также обеспечит надежную связь с ЦУПом;

• строительство внешней платформы для обслуживания, ремонта и дозаправки спутников.

В настоящий момент разрабатывается общая конструкция станции, готовится эскизный проект. Запуск первого модуля планируется в 2027 году, до ожидаемого срока затопления МКС [12].

Первоначальная цель создания орбитальных станций заключалась в экспериментальной отработке новых технологий и систем, проведении исследований, направленных на изучение ближнего космического пространства, а также получении общего представления о его природе и воздействии на биологические объекты и материалы. Сейчас цели сужаются – мы исследуем конкретные свойства, такие как микрогравитация, радиационная обстановка и вакуум, с целью разработки новых подходов и усовершенствования существующих технологий для повышения эффективности космической деятельности.



Рисунок 7. Второй этап сборки Российской орбитальной станции

Новые орбитальные станции приближают нас к дальнему космосу – созданию станций на орбитах других планет и их спутников. Эти исследования являются фундаментальными шагами в направлении формирования постоянных колоний на поверхности объектов Солнечной системы. Исследование атмосферы, геологических особенностей поверхности и климатических условий этих объектов позволяет расширить наши знания о них и выявить потенциальные возможности использования их ресурсов. Это позволит нам лучше понять условия и требования для жизни и работы на этих объектах, а также разработать соответствующие технологии и стратегии для обеспечения выживания и успешной колонизации.

Владимир Кожевников, главный разработчик станции РОС, обозначил перспективы ее использования следующим образом: «...новая станция поможет отработать технологии дальних космических полетов. Рассматривается вариант сборки на РОС межпланетных экспедиционных комплексов, в том числе для полетов к Луне» [13–15].

На данный момент со стороны Российской Федерации не ведется конкретных разработок орбитальных станций для других планет, но исследования, проводящиеся на МКС и планирующиеся на РОС, являются фундаментом и испытательным полигоном, на котором мы, без угрозы жизни космонавтам, можем отработать все инженерные и научные решения, чтобы затем использовать полученный опыт в новых проектах.

Заключение

Проведенное исследование показало значительный вклад российских орбитальных станций в развитие космонавтики и расширение возможностей научных исследований в космосе. Программа «Салют» стала отправной точкой, позволив в кратчайшие сроки устранить множество ошибок и сформировать прочную научно-техническую базу для создания долговременных пилотируемых комплексов. Эти станции послужили испытательными полигонами для новых технологий и материалов, что позволило значительно улучшить системы жизнеобеспечения, стыковки и навигации, используемые на последующих станциях «Мир» и МКС.

Орбитальная станция «Мир», благодаря своей модульной конструкции и длительной эксплуатации, изменила подход к использованию орбитальных станций, став многоцелевой научной платформой для проведения широкого спектра исследований. Модульность станции позволила проводить масштабные эксперименты, которые изменили восприятие орбитальных станций как важнейших инструментов для научных открытий и международного сотрудничества. Результаты, полученные на «Мире», послужили основой для дальнейших миссий и разработок на Международной космической станции (МКС).

МКС, созданная на основе опыта предыдущих станций, представляет собой уникальную платформу для исследований в условиях микрогравитации и взаимодействия между космическими агентствами разных стран. Она стала символом мирного сотрудничества, позволяя обмениваться научными достижениями и технологиями для достижения общих целей. На МКС продолжают проводиться эксперименты в области медицины, биологии, физики и материаловедения, что способствует развитию новых технологий и адаптации их для использования как в космосе, так и на Земле.

Перспективы дальнейшего развития связаны с созданием Российской орбитальной станции (POC), которая станет важным шагом на пути к освоению дальнего космоса и реализации межпланетных миссий. Планируется использование передовых технологий, таких как робототехника, 3D-печать и новые материалы, что позволит улучшить эффективность работы станции и расширить ее возможности. РОС будет служить фундаментом для отработки технологий дальних космических полетов, включая сборку межпланетных комплексов для миссий к Луне и другим небесным телам.

Таким образом, орбитальные станции, начиная с первых «Салютов» и до современных проектов, продолжают играть ключевую роль в космонавтике. Они не только способствуют технологическому прогрессу, но и служат платформами для международного обмена знаниями и опытом. Дальнейшее развитие орбитальных станций станет важным этапом в освоении дальнего космоса, обеспечивая устойчивое присутствие человека за пределами Земли и расширяя горизонты наших возможностей в исследовании Вселенной.

Список литературы

- [1] Орбитальные станции К.Э. Циолковского и Германа (Нордунга) // Научные чтения памяти К.Э. Циолковского, г. Калуга, Россия.
- [2] Феоктистов К.П. Траектория жизни. М.: ВАГРИУС, 2000. 147 с.
- [3] Железняков А.Б. Форпосты человечества на околоземной орбите // ВКС. 2021. № 4 (109).
- [4] Добровольский Г. Т. «Салют» на орбите / Г. Т. Добровольский, В. Н. Волков, В. И. Пацаев. М.: Машиностроение. 1973. 160 с.
- [5] Савиных Виктор Петрович, Цветков Виктор Яковлевич. Систематика орбитальных космических исследований // ИТНОУ: информационные технологии в науке, образовании и управлении. 2017. № 4 (4).
- [6] Жукова А.А. Советский пилотируемый научно-исследовательский орбитальный комплекс «Мир» // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2018. № 14.
- [7] Деречин А. Г., Жарова Л. Н., Синявский В. В., Солнцев В. Л., Сорокин И. В. Международное сотрудничество в сфере пилотируемых полетов. Часть 2. Создание и эксплуатация Международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2017. № 2 (17).
- [8] Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва: сайт. URL: https://www.energia.ru/ru/ history/orbital.html (дата обращения: 01.09.2024)
- [9] Соловьев В. А., Муртазин Р. Ф., Мельников Е. К. Хроника необыкновенного космического путешествия (баллистический анализ полёта ТПК «Союз Т-15») // Космическая техника и технологии. 2021. № 2 (33).
- [10] Госкорпорация «Роскосмос»: сайт. URL: https://www.roscosmos.ru/23778/ (дата обращения: 01.09.2024)
- [11] Бойко Д. А. Основные этапы становления и развития международной космической станции // Актуальные проблемы авиации и космонавтики. 2016. № 12.
- [12] Следующая станция РОС. Главный конструктор Владимир Кожевников раскрывает уникальность новой Российской орбитальной станции // Ракетно-космическая корпорация «Энергия» имени С.П. Королёва: сайт. – URL: https://www.energia.ru/ru/news/sleduyushchaya-stantsiya-ros-glavnyy-konstruktor-vladimir-kozhevnikovraskryvaet-unikalnost-novoy-ro.html (дата обращения: 01.09.2024)
- [13] Крючков Борис Иванович, Курицын Андрей Анатольевич, Усов Виталий Михайлович, Попова Елена Владимировна, Поляков Алексей Васильевич. Перспективы развития научно-прикладных исследований и экспериментов на Международной космической станции // Биотехносфера. 2012. № 5–6 (23–24).
- [14] Фёдоров В.В., Клименов В.А., Чернявский А.Г., Пожарницкий А.А., Абдулхаликов Р.М., Лямзин А.В., Криницын М.Г., Беликов Р.К., Дерусова Д.А., Юркина В.А., Дерюшева В.Н. Разработка и испытания 3D-принтера для космического эксперимента «3D-печать» на российском сегменте Международной космической станции // Космическая техника и технологии. 2023. № 2 (41).
- [15] Черток Б. Е. Ракеты и люди. М.: Машиностроение, 1999. 437 с.

AN OVERVIEW OF THE EVOLUTION OF RUSSIAN SPACE STATIONS AND ITS DEVELOPMENT PROSPECTS

A.D. Starinets^{1, 2}

¹Moscow Aviation Institute (National Research University) Moscow, The Russian Federation ²State Budgetary Institution of Culture of the city of Moscow "Memorial Museum of Cosmonautics" Moscow, The Russian Federation

154

The history of the development of Russian orbital space stations and prospects for the future development of this field are presented. The significance of their use for the exploration of both near and distant outer space is discussed. A brief overview of Soviet and Russian space programs related to the development of orbital stations is provided. Trends in the development of individual orbital stations have also been analyzed, as well as implementation errors and methods for their resolution. The scientific importance of the Mir space station and experiments conducted on it are discussed. The results of 15 years of operation have been summarized. The reasons for the establishment, stages of development, current status, ongoing research and experiments of the International Space Station are analyzed, as well as future plans for its operations. In addition, the current state of development of the Russian orbital station, the stages of its evolution, planned scientific experiments, and the long-term prospects for the use of orbital stations are considered. This material can be utilized to compose a dissertation on the historical significance and scientific relevance of Russian orbital missions, as well as to undertake research on error analysis, comparative analyses with other space programmes, and the advancement of new technologies for upcoming missions.

Keywords: orbital stations, space research, Russian space program, Salyut orbital station, Mir Orbital Station, international space Station.

References

- [1] Tsiolkovsky K. E. and Herman Nordung orbital stations // Scientific readings in memory of K. E. Tsiolkovsky, Kaluga, Russia.
- [2] Feoktistov K. P. Trajectory of life. M.: VAGRIUS, 2000. 147 p.
- [3] Zheleznyakov A. B. Outposts of mankind in near-Earth orbit // VKS, 2021. № 4 (109).
- [4] Dobrovolsky G.T. "Salyut"; in orbit / G.T. Dobrovolsky, V.N. Volkov, V.I. Patsaev. M.: Mashinostroenie, 1973. 160 p.
- [5] Savinykh Viktor Petrovich, Tsvetkov Viktor Yakovlevich Systematics of orbital space research // ITNOU: information technologies in science, education and management, 2017. № 4 (4).
- [6] Zhukova A.A. The soviet manned scientific research orbital complex "Mir" // Actual problems of aviation and cosmonautics, 2018. № 14.
- [7] Derechin A. G., Zharova L. N., Sinyavsky V. V., Solntsev V. L., Sorokin I. V. International cooperation in the field of manned flights. Part 2. Creation and operation of the international space station // Space Technology and Technologies, 2017. № 2 (17).
- [8] Korolev S. P. Rocket and Space Corporation Energia: website. URL: https://www.energia.ru/ru/history/orbital.html (date of request: 01/09/2024)
- [9] Solovyov V. A., Murtazin R. F., Melnikov E. K. Chronicle of an extraordinary space journey (ballistic analysis of the Soyuz T-15 flight) // Space Technology and Technologies, 2021. № 2 (33).
- [10] Roscosmos State Corporation: website. URL: https://www.roscosmos.ru/23778 / (date of request: 01/09/2024)
- [11] Boyko D.A. The main stages of the formation and development of the international space station // Actual problems of aviation and cosmonautics, 2016. No.12.
- [12] The next station is ROS. Chief Designer Vladimir Kozhevnikov reveals the uniqueness of the new Russian orbital station // S.P. Korolev Rocket and Space Corporation Energia: website. – URL: https://www.energia.ru/ru/news/ sleduyushchaya-stantsiya-ros-glavnyy-konstruktor-vladimir-kozhevnikov-raskryvaet-unikalnost-novoy-ro.html (date of request: 01/09/2024)

Обзор эволюции российских космических станций и перспектив их развития

- [13] Kryuchkov Boris Ivanovich, Kuritsyn Andrey Anatolyevich, Usov Vitaly Mikhailovich, Popova Elena Vladimirovna, Polyakov Alexey Vasilyevich. Prospects for the development of scientific and applied research and experiments on the International Space Station // Biotechnosphere, 2012. № 5–6 (23–24).
- [14] Fedorov V.V., Klimenov V.A., Chernyavsky A.G., Pozharnitsky A.A., Abdulkhalikov R.M., Lyamzin A.V., Krinitsyn M.G., Belikov R.K., Derusova D.A., Yurkina V.A., Deryusheva V.N. Development and testing of a 3B printer for the 3P printing space experiment" on the russian segment of the international space station // Space Technology and Technologies, 2023. № 2 (41).
- [15] Chertok B. E. Rockets and people. M.: Mashinostroenie, 1999. 437 p.

Сведения об авторе

Старинец Арина Денисовна – студент аэрокосмического факультета МАИ, экскурсовод Мемориального музея космонавтики. Область научных интересов: история космонавтики, космическая техника.

УДК 62.752

ИССЛЕДОВАНИЕ ВОЗНИКНОВЕНИЯ ФЛАТТЕРА В ИЗОТРОПНЫХ И ОРТОТРОПНЫХ ПЛАСТИНАХ С РАЗЛИЧНЫМИ ГРАНИЧНЫМИ УСЛОВИЯМИ И УГЛАМИ СКОСА

Н.С. Азиков1⊠, А.В. Зинин², Ю.В. Гайдаржи³

¹Институт машиноведения имени А. А. Благонравова РАН г. Москва, Российская Федерация ²Московский авиационный институт (национальный исследовательский университет) г. Москва, Российская Федерация ³ООО Топс Бизнес Интегратор г. Москва, Российская Федерация

Цель проведенных исследований: определить возможность возникновения панельного флаттера в диапазоне средних сверхзвуковых скоростей в многослойной композитной пластине с формой прямоугольника или параллелограмма и учетом направления действия скоростного потока относительно ее продольных кромок. Проведено исследование возможности возникновения панельного флаттера в диапазоне средних сверхзвуковых скоростей (1,4<М<2). Изучено влияние граничных условий и углов скоса изотропной и ортотропной пластин на критическию скорость флаттера. Записываются основные соотношения (физические и геометрические) для многослойной композитной пластины с симметричной укладкой слоев по толщине в косоугольной системе координат, связанной с геометрией контура. Поскольку геометрические граничные условия на каждой кромке пластины могут быть разными, для аппроксимации формы прогиба используются известные «балочные» функции по каждой координате косоугольной системы координат. Исходная задача обтекания пластины потоком сверхзвукового газа считается нестационарной. Но поскольку далее возникает потребность в нескольких собственных частотах колебаний, последние находятся из условия минимума полной потенциальной энергии системы. Решение нестационарной задачи строится на основе нескольких собственных частот колебаний при фиксированных значениях скорости потока газа, обтекающего пластину. Однородная система уравнений получена с помощью метода Бубнова-Галеркина при прогибе, представленном в виде ряда, составленного из собственных форм. Последние выбираются из граничных условий. В качестве критического параметра системы выступает условие равенства нулю действительной части комплексно-сопряженных собственных значений. Возникновение флаттера связывается с изменением знака действительной части собственных значений, которые находятся из условия нетривиальности решения однородной системы уравнений. Для выбранных геометрических размеров пластин и механических характеристик материала найдены критические скорости флаттера и частоты колебаний. Проведен анализ результатов. Отмечено, что в исходной постановке задачи имеет место возникновение панельного флаттера в среднем диапазоне сверхзвуковых скоростей.

Ключевые слова: скошенные пластины, граничные условия, собственные частоты колебаний, комплексно-сопряженные собственные значения, флаттер пластин.

[🖂] nik_azikov@mail.ru

[©] Ассоциация «ТП «НИСС», 2024

Исследование возникновения флаттера в изотропных и ортотропных пластинах...

1. Обзор публикаций по аэроупругости и панельному флаттеру

Исследование устойчивости плоских упругих пластин, обтекаемых сверхзвуковым потоком газа, является классическим и хорошо изученным типом флаттера [1, 3]. Предложенный А.А. Ильюшиным закон плоских сечений в аэродинамике больших сверхзвуковых скоростей [2], называемый «поршневой теорией», позволил значительно упростить исследования и определять момент возникновения панельного флаттера как взаимодействие двух собственных частот колебаний пластины. Результаты исследований показали, что потеря устойчивости и значительное возрастание частоты колебаний возможны лишь при достаточно большой плотности и скорости газа. В работах В.В. Веденеева [4, 5] изучалась устойчивость пластины в двумерной постановке, имеющая форму широкой полосы. Было показано, что неустойчивость может быть двух видов: связанный и одномодовый флаттеры. В.В. Веденеев утверждает, что одномодовый флаттер возникает при низких сверхзвуковых скоростях. В этом случае потеря устойчивости происходит без взаимодействия между собственными модами и может иметь место при сколь угодно малой плотности потока. Автором получены критерии устойчивости обоих типов флаттера и частоты, при которых происходит наибольшее усиление колебаний и выявлены физические механизмы усиления колебаний. Исследования С.Д. Алгазина и И.А. Кийко [7] были направлены на изучение механизма возникновения флаттера пластин конечного размера в диапазоне (1<M<2), т.е. начиная от низких сверхзвуковых скоростей потоков газа.

Применение современных высокомодульных и высокопрочных композитных материалов в конструкции крыльев, стабилизаторов, элеронов самолетов потребовало продолжения исследований по их влиянию на аэроупругость конструкций. В статье Elkins Rush, Wang Gang [8] предложена спектральная модель конечных элементов (SFEM) для проведения аэроупругого и динамического анализа композитных крыльев. Управляющие уравнения получены на основе динамической модели балки растяжения-изгиба-кручения, в которую включены эффекты коробления. Вместо этого используется аэродинамическая модель для прогнозирования аэроупругости.

Достижения в области аэроупругости конструкций самолетов демонстрируют растущую тенденцию к использованию интеллектуальных материалов с композитными конструкциями для улучшения аэроупругих характеристик. В статье [9] для оценки влияния интеллектуальных материалов были использованы 3D-композиты со встроенными проволоками SMA (для улучшения свойств в плоскости). Авторами было оценено влияние таких материалов при испытаниях на флаттер в аэродинамической трубе в условиях низкой скорости полета. Были рассмотрены три трехмерные ортогональные конфигурации интерлока с различным рисунком переплетения нитей с проволокой SMA. В публикации [10] исследована нелинейная динамическая аэроупругость композитных крыльев в сжимаемых потоках. Составное крыло моделировалось как тонкостенная балка (TWB) с асимметричной по окружности конфигурацией укладки композитных слоев. Нестационарные аэродинамические нагрузки рассчитывались в соответствии с моделью сжимаемой жидкости, описываемой аппроксимацией ориентировочной функции во временной области. Система аэроупругих уравнений дополнялась дифференциальными уравнениями, управляющими запаздывающими состояниями аэродинамики. В статье [9] исследуется оптимизация аэроупругости и прочности композитных конструкций. Ввиду низкой эффективности традиционного процесса оптимизации аэроупругости и прочности предлагается последовательный процесс оптимизации аэроупругости и прочности, который отделяет аэроупругий анализ от процесса оптимизации, уменьшает количество вызовов программы аэроупругого анализа и, таким образом, сокращает цикл оптимизации и повышает эффективность оптимизации. В [11] выполнялась оптимизация аэроупругости и прочности композитных конструкций самолетов. Метод расчета надежности сравнивается с традиционным методом детерминированного проектирования. В статье [12] была представлена серия расчетов численного моделирования для оценки влияния несбалансированного по толщине пакета композитных слоев на статическую аэроупругость крыльев большого удлинения. Sleesongsom S., Kumar S., Bureerat S. [13] выполнили частичную оптимизацию топологии конструкции на основе надежности (RI3PTO). Это новый подход к проектированию конструкций самолетов, однако предложенный подход усложняет вычисления и делает анализ аэроупругости довольно сложным. В исследовании предложена многоцелевая оптимизация частичной топологии композитного крыла самолета на основе надежности с использованием метаэвристического подхода с использованием нечеткой информации. Как известно, в композитных материалах возникают первоначальные дефекты. Инструменты прогрессивного анализа повреждений помогают понять механизмы возникновения и роста повреждений, а также помогают в разработке, анализе и методах поддержания. Подход к глобально-локальному моделированию для однострунной панели с постфиксным изгибом оценен в работе [14]. Усилия авторов были направлены на разработку, оценку и совершенствование методов прогнозирования и выхода из строя композитных панелей со шляповидным



усилением после сгибания с использованием коммерчески доступного программного обеспечения Abaqus. В статье J.G. Eisley, G. Luessen [16] определялись границы устойчивости для нескольких вариантов нагружения и граничных условий: свободно опертые пластины, нагруженные касательными усилиями; свободно опертые пластины при сдвиге и двухосном сжатии; свободно опертые пластины со стреловидностью и панели, нагруженные сжимающими усилиями в двух направлениях по размаху и по хорде. Аэродинамические силы по большей части основаны на статическом приближении с добавлением в некоторых случаях аэродинамического демпфирования. Было обнаружено, что использование статических аэродинамических сил может при определенных обстоятельствах привести к ложным значениям границы флаттера. Добавление аэродинамического демпфирования помогает установить правильную границу. D.J. Ketter [17] применил принцип минимума потенциальной энергии в сочетании с методом Рэлея-Ритца для вывода уравнения флаттера для плоских прямоугольных изотропных и ортотропных панелей. Поток газа, обтекавшего пластину, был представлен в виде квазистационарного сверхзвукового выражения, справедливого для диапазона скоростей M > 2 ^{1/2}. В уравнение частот колебаний было включено вязкое структурное демпфирование.

2. Методика поиска скорости потока газа в момент возникновения флаттера поверхности пластины

Ориентируясь на проведенный обзор публикаций и работы В. В. Веденеева [4, 5], можно предположить, что имеющиеся результаты исследований практически не затронули проблему возможного неустойчивого состояния собственных колебаний пластин из композиционных материалов в диапазоне средних сверхзвуковых скоростей (1,4<M<2). Наличие неустойчивости собственных колебаний пластин может быть связано с возникновением панельного флаттера. Проведем исследования по влиянию обтекания сверхзвуковым потоком поверхности скошенной пластины с различными граничными условиями на ее кромках. Методика поиска неустойчивых состояний взята из работы [4] и включает следующие этапы: для заданных геометрических размеров пластины, характеристик материала и первых 12 собственных частот колебаний определяем безразмерные величины \tilde{D}, L, B ; находим безраз-

мерные частоты колебаний $\overline{\omega}_0 = \omega_{mn} \frac{h}{a_0}$ как на-

чальное приближение; фиксируем скорость потока $M = \{1, 4; 1, 5; 1, 7; 1, 9; ...\}$. Подставив эти величины в однородную систему уравнений нестационарных колебаний пластины, определяем вектор комплексных частот $\lfloor \lambda \rfloor = \operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor) + i \operatorname{Im}(\lfloor \lambda \rfloor)$. Меняя безразмерную частоту колебаний $\overline{\omega}_{i+1} = \overline{\omega}_i + \Delta \overline{\omega}_i$, находим ту, при которой действительная часть собственного значения $\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor)$ меняет знак на противоположный, т.е. выполняется условие $\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_i) \cdot \operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_{i+1}) < 0$. Далее с помощью метода Ньютона уточняем безразмерную частоту $\overline{\omega}_{i+1}$, при которой $\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_{i+1}) \approx 0$.

3. Основные соотношения

Исследуем влияние граничных условий и угла скоса χ на частоту собственных колебаний ω^* и скорость флаттера четырехугольных ортотропных пластин (рисунок 1). Будут рассмотрены следующие граничные условия на контуре пластины: (1) – все кромки шарнирно оперты (шш-ш-ш); (2) – кромки слева и справа шарнирно оперты, сверху и снизу – свободны от закрепления (ш-с-ш-с); (3) – поперечные кромки слева и справа защемлены, сверху и снизу – свободны от закрепления (з-с-з-с).

Введем систему координат $\xi \eta z$, которую свяжем с геометрией пластины таким образом, чтобы ось 0ξ совпадала с нижней гранью, ось $0\eta - c$ левой гранью пластины, а ось 0z направим в поперечном направлении, чтобы образовалась правая тройка векторов. Для прямоугольной пластины $\chi_1 = \chi_2 = \theta = 0$; $b_1 = b_2 = b$; $l_1 = l_2 = a$.

Запишем уравнение колебаний четырехугольной ортотропной пластины

$$D_{11}^{\xi\eta} w_{,\xi\xi\xi\xi} + 2 \Big(D_{12}^{\xi\eta} + 2D_{33}^{\xi\eta} \Big) w_{,\xi\xi\eta\eta} + D_{22}^{\xi\eta} w_{,\eta\eta\eta\eta} -$$

$$-N_{\xi} w_{,\xi\xi} - N_{\eta} w_{,\eta\eta} - 2N_{\xi\eta} w_{,\xi\eta} + \rho h w_{,tt} = 0,$$
(1)



Рисунок 1. Системы координат и геометрические параметры четырехугольной пластины

Исследование возникновения флаттера в изотропных и ортотропных пластинах...

где
$$\lfloor N \rfloor_{\xi\eta} = \begin{bmatrix} N_{\xi} \\ N_{\eta} \\ N_{\xi\eta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} B_{11}^{\xi\eta} & B_{12}^{\xi\eta} & 0 \\ B_{21}^{\xi\eta} & B_{22}^{\xi\eta} & 0 \\ 0 & 0 & B_{33}^{\xi\eta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{\xi} \\ \varepsilon_{\eta} \\ \varepsilon_{\xi\eta} \end{bmatrix} -$$
усилия

в пластине;

$$\begin{bmatrix} B \end{bmatrix}^{\xi\eta} = \begin{bmatrix} B_{11}^{\xi\eta} & B_{12}^{\xi\eta} & 0 \\ B_{21}^{\xi\eta} & B_{22}^{\xi\eta} & 0 \\ 0 & 0 & B_{33}^{\xi\eta} \end{bmatrix} = \int_{-h/2}^{h/2} \begin{bmatrix} A \end{bmatrix}^{\xi\eta} dz - \text{MemSpahheie}$$

жесткости;

$$\begin{bmatrix} D \end{bmatrix}^{\xi\eta} = \begin{bmatrix} D_{11}^{\xi\eta} & D_{12}^{\xi\eta} & 0 \\ D_{21}^{\xi\eta} & D_{22}^{\xi\eta} & 0 \\ 0 & 0 & D_{33}^{\xi\eta} \end{bmatrix} = \int_{-h/2}^{h/2} \begin{bmatrix} A \end{bmatrix}^{\alpha\beta} z dz - u$$
згибные

жесткости.

Обобщенные жесткости $[A]^{\xi\eta}$ в косоугольном базисе равны [18], [19]:

$$\left[A\right]^{\xi\eta} = \left[R^{(1)}\right]^{-1} \left[A\right]_{\alpha\beta} = \left[R^{(2)}\right] \left[A\right]^{\alpha\beta},$$

где $[A]_{\alpha\beta}$ – обобщенные жесткости в ортогональном базисе $\alpha\beta z$ [15],

$$\begin{bmatrix} R^{(1)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \sec^2 \chi & tg^2 \chi & -\sin \chi \sec^2 \chi \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & -2tg \chi & \sec \chi \end{bmatrix}$$
$$\begin{bmatrix} R^{(2)} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \cos^2 \chi & \sin^2 \chi & -\sin \chi \cos \chi \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 2\sin \chi & \cos \chi \end{bmatrix}$$
$$\chi = (\chi_1 + \chi_2)/2;$$
$$\begin{bmatrix} \cos^2 \varphi_i & \sin^2 \varphi_i & 0, 5\sin 2\varphi_i \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} A \end{bmatrix}^{\alpha\beta} = \begin{bmatrix} \cos \varphi_i & \sin \varphi_i & \cos \varphi_i & -0, 5 \sin 2\varphi_i \\ \sin^2 \varphi_i & \cos^2 \varphi_i & -0, 5 \sin 2\varphi_i \\ -\sin 2\varphi_i & \sin 2\varphi_i & \cos 2\varphi_i \end{bmatrix}$$
$$\begin{bmatrix} \overline{E}_{\alpha}^{(k)} & \mu_{12} \overline{E}_{\beta}^{(k)} & 0 \\ \mu_{21} \overline{E}_{\alpha}^{(k)} & \overline{E}_{\beta}^{(k)} & 0 \\ 0 & 0 & G_{\alpha\beta}^{(k)} \end{bmatrix};$$

 $\begin{bmatrix} e \end{bmatrix}_{\alpha\beta} = \begin{bmatrix} e_{\alpha} & e_{\beta} & e_{\alpha\beta} \end{bmatrix}^{T} = \begin{bmatrix} \varepsilon_{\alpha} & \varepsilon_{\beta} & \varepsilon_{\alpha\beta} \end{bmatrix}^{T} + z \begin{bmatrix} \zeta_{\alpha} & \zeta_{\beta} & \zeta_{\alpha\beta} \end{bmatrix}^{T} -$ полные деформации ортотропного слоя. Они связаны с деформациями пластины соотношениями

$$\lfloor e \rfloor_{\alpha\beta} = \begin{bmatrix} \cos^2 \varphi_i & \sin^2 \varphi_i & \sin 2\varphi_i \\ \sin^2 \varphi_i & \cos^2 \varphi_i & -\sin 2\varphi_i \\ -0,5\sin 2\varphi_i & 0,5\sin 2\varphi_i & \cos 2\varphi_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} e_x \\ e_y \\ e_{xy} \end{bmatrix}$$

$$\overline{E}_{\alpha} = E_{\alpha} / (1 - \mu_{\alpha\beta} \mu_{\beta\alpha}), \quad \overline{E}_{x} = E_{x} / (1 - \mu_{xy} \mu_{yx})$$

φ_i – угол армирования ортотропного слоя.

Напряженное состояние пластины и ортотропного слоя

$$\begin{bmatrix} \sigma \end{bmatrix}_{\alpha\beta} = \begin{bmatrix} \sigma_{\alpha} \\ \sigma_{\beta} \\ \tau_{\alpha\beta} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \overline{E}_{\alpha} & \mu_{\alpha\beta}\overline{E}_{\beta} & 0 \\ \mu_{\beta\alpha}\overline{E}_{\alpha} & \overline{E}_{\beta} & 0 \\ 0 & 0 & G_{\alpha\beta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{\alpha} \\ \varepsilon_{\beta} \\ \gamma_{\alpha\beta} \end{bmatrix}$$
$$\begin{bmatrix} \sigma_{x} \\ \sigma_{y} \\ \tau_{xy} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \overline{E}_{x} & \mu_{xy}\overline{E}_{x} & 0 \\ \mu_{yx}\overline{E}_{x} & \overline{E}_{y} & 0 \\ 0 & 0 & G_{xy} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \varepsilon_{x} \\ \varepsilon_{y} \\ \gamma_{xy} \end{bmatrix}.$$

159

В уравнении (1) *w*, *ρ*, *h* – прогиб пластины, удельный вес материала, толщина пластины.

Считая, что прогиб пластины изменяется по гармоническому закону $w = W \cos \omega t$, где ω – частота колебаний, уравнение колебаний примет вид

$$D_{11}^{\xi\eta}W_{,\xi\xi\xi\xi} + 2\left(D_{12}^{\xi\eta} + 2D_{33}^{\xi\eta}\right)W_{,\xi\xi\eta\eta} + D_{22}^{\xi\eta}W_{,\eta\eta\eta\eta} - N_{\xi}W_{,\xi\xi} - N_{\eta}W_{,\eta\eta} - 2N_{\xi\eta}W_{,\xi\eta} - \rho\omega^{2}hW_{,tt} = 0$$

Частоты колебаний скошенной пластины будем искать методом Рэлея-Ритца. Представим прогиб панели в виде ряда

$$W = \sum_{m=1}^{\infty} \sum_{n=1}^{\infty} A_{mn} \overline{w}_{1m} \left(\xi\right) \overline{w}_{2n} \left(\eta\right), \tag{2}$$

где A_{mn} – амплитуда прогиба с числами полуволн *m*, *n*; $\overline{w}_{1m}, \overline{w}_{2n}$ – собственные формы, определяемые граничными условиями задачи. Выразим последние с помощью известных «балочных» функций А. Н. Крылова для различных случаев крепления контура пластины [20]. Полная потенциальная энергия в перемещениях

$$\mathcal{\mathcal{F}} = \frac{1}{2} \iint_{S} \left\{ \begin{array}{l} D_{11}^{\xi\eta} W_{,\xi\xi}^{2} + 2\left(D_{12}^{\xi\eta} + 2D_{33}^{\xi\eta}\right) W_{,\xi\xi} W_{,\eta\eta} + \\ + D_{22}^{\xi\eta} W_{,\eta\eta}^{2} - N_{\xi} W_{,\xi\xi} - N_{\eta} W_{,\eta\eta} - \\ -2N_{\xi\eta} W_{,\xi\eta} - \rho \omega^{2} h W^{2} \end{array} \right\} d\xi d\eta \ (3)$$

S – площадь четырехугольной пластины.

Подставим ряд (2) в энергию (3). Для вычисления двойного интеграла разобьем пластину на четырехугольные элементы в продольном и поперечном направлениях с заданным шагом разбиения $i = \{0,...,i_{max}\}; j = \{0,...,j_{max}\} (i_{max}, j_{max} - параметры$ сетки разбиения). При вычислениях интеграловиспользуем кубатурную формулу Симпсона [20].Минимизируя получающееся после интегрирова $ния выражение по <math>A_{mn}$, получим однородную систему линейных алгебраических уравнений относительно неизвестных амплитуд A_{mn}

$$\left(\left[\Omega\right] - \frac{1}{4}\rho\omega^2 hlb\left[\Upsilon_{\omega}\right]\right) \lfloor A \rfloor = 0, \qquad (4)$$

где [Ω], [$\Upsilon \omega$] – квадратные матрицы коэффициентов;

$$\begin{split} \left[\Omega\right] = \int_{0}^{l} \int_{0}^{b} \left[W_{,\xi\xi} W_{,\eta\eta} 2W_{,\xi\eta} \right]^{T} \left[D\right]^{\xi\eta} \left[W_{,\xi\xi} W_{,\eta\eta} 2W_{,\xi\eta} \right] d\xi d\eta, \\ \left[\Upsilon_{\omega}\right] = \int_{0}^{l} \int_{0}^{b} \left(W\right)^{2} d\xi d\eta. \end{split}$$

Однородная система уравнений (4) имеет нетривиальное решение, если определитель системы равен нулю

$$\det\left(\left[\Omega\right] - \frac{1}{4}\rho\omega^2 hlb[\Upsilon_{\omega}]\right) = 0.$$
⁽⁵⁾

Определив численно элементы квадратных матриц, воспользуемся процедурой *QL* / *QR* [21, 22] и найдем вектор собственных частот колебаний ω четырехугольной ортотропной пластины в зависимости от граничных условий и контурных усилий. Минимальная частота колебаний в отсутствие контурных усилий равна

$$\omega = \frac{\pi^2}{lb} \sqrt{\frac{\sqrt{D_{11}^{\xi\eta} D_{22}^{\xi\eta}}}{\rho_m h}}$$

Для прямоугольной изотропной пластины с выбранными граничными условиями и исходными данными (размеры сторон, модуль упругости, коэффициент Пуассона, удельный вес) определим первые 12 частот колебаний (таблица 1):

$$E = 2*10^{11} H / M^2; \mu = 0,3; \rho_m = 8500 \ \kappa z / M^3; a = 3 \ M; b = 1 \ M; h = 0,01 \ M.$$

Для выполнения условия, чтобы при вычислениях собственных частот, собственных значений однородной системы уравнений из нестационар-

HOMOR	ωГц	ωГц	ωГц
номер	Ш-Ш-Ш-Ш	Ш-С-Ш-С	3-C-3-C
1	16,124	6,782	8,127
2	21,007	14,408	17,167
3	29,106	24,095	28,311
4	64,494	43,157	45,235
5	136,938	99,883	101,621
6	145,112	110,995	113,775
7	376,929	311,705	313,973
8	40,411	36,337	42,156
9	84,029	68,638	73,285
10	156,534	125,769	129,717
11	54,924	51,427	58,910
12	98,623	85,658	91,777

Таблица 1 Частоты собственных колебаний пластины

ной задачи обтекания потоком газа отсутствовали повторяющиеся величины, выбираем в ряде (2) слагаемые с парами чисел полуволн (m, n): (1,1); (2,2); (3,3); (4,3); (5,2); (6,3); (7,3); (4,1); (4,2); (4,3); (5,1); (5,2).

Результаты вычислений ω будут использованы при определении скорости флаттера.

Влияние граничных условий на скорость флаттера изотропной пластины

При определении скорости флаттера будем опираться на некоторые известные результаты, опубликованные в монографиях [1, 3], а именно: (а) с увеличением скорости потока V происходит сближение соседних частот вплоть до слияния, что характеризует начало перехода в область флаттера, и (б) по возможности избегать появления кратных корней однородной системы уравнений. В последнем случае необходимо определитель системы разделить на определитель Вандермонда [3].

Учитывая указанную информацию, будем выбирать элементы ряда (2) таким образом, чтобы числа полуволн m, n не давали при решении кратные корни. Слияние соседних частот указывает на появление в собственных значениях однородной системы уравнений комплексно-сопряженных собственных значений. И критерием перехода в область флаттера будет изменение знака действительной части комплексно-сопряженных собственных значений. Критическую скорость флаттера V^* при наличии нескольких комплексно-сопряженных собственных значений значений будем определять по минимальному значению действительной части комплексно-сопряженных собственных значению значений.

Проведем исследование влияния граничных условий на скорость обтекающего потока, при котором появляется вероятность возникновения флаттера. На рисунке 2 показаны направление полета летательного аппарата и направление действия набегающего потока на пластину.

Уравнение колебаний прямоугольной изотропной пластины в потоке газа

$$D(w_{,xxxx} + 2w_{,xxyy} + w_{,yyyy}) - N_x w_{,xx} -$$

-N_yw_{,yy} - 2N_{xy}w_{,xy} = p_1 + p_2. (6)

Здесь $D = \overline{E}/(1-\mu^2)$, μ – приведен-

ный модуль упругости и коэффициент Пуассона материала; p_1 – аэродинамическое давление на внешнюю сторону пластины; p_2 – удельная инерционная нагрузка [3].

$$p_1 = -\frac{2q}{V\sqrt{M^2 - 1}} \left(\frac{M^2 - 2}{M^2 - 1} w_{,t} + V w_{,x} \right),$$

160

Исследование возникновения флаттера в изотропных и ортотропных пластинах...



Рисунок 2. Направление полета (НП) и направление действия набегающего потока

$$p_2 = -\rho_m h w_{,tt}.$$

При скорости потока *M* > 1,4 аэродинамическое давление в соответствии с «поршневой тео-

рией» [2] примем равным $p_1 = -\frac{\chi P_0}{a_0} (w_{,t} + V w_{,x}),$

где χ – показатель политропы газа; p_0 – давление в невозмущенном потоке; a_0 – скорость звука; V – скорость потока, обтекающего пластину.

4.1. Прямоугольная изотропная пластина под действием набегающего скоростного потока Введем безразмерные величины

$$\tilde{D} = \sqrt{D_{11}^{\xi\eta} D_{22}^{\xi\eta}} \left(h^3 a_0^2 \rho_m \right)^{-1}, \ \bar{\omega} = \omega \frac{h}{a_0},$$
$$L = \frac{l}{h}, \ B = \frac{b}{h}; \ a_0 = 300 \ \text{M/c}.$$

Для прямоугольной изотропной пластины они равны

$$\tilde{D} = 23.9, \rho_0 / \rho_m = 1.2 * 10^{-4},$$

 $L = 300, B = 100, 1.5 \le M \le 3.5.$

Для поиска собственных значений исходной нестационарной задачи обтекания пластины потоком газа воспользуемся процедурой Бубнова-Галеркина. В уравнение (6) подставим ряд (3). Домножив каждое слагаемое ряда (3) на функцию-опшобку и численно интегрируя получающееся выражение по площади пластины, получим однородную систему уравнений относительно вектора собственных значений | λ |

$$\begin{cases} \frac{\pi^{4}\tilde{D}}{LB^{2}}[C]^{-1}\left[\tilde{\Omega}\right] - \frac{\pi M^{2}}{\sqrt{M^{2} - 1}} \frac{\rho_{0}}{\rho_{m}}[C]^{-1}\left[\tilde{F}\right] - \\ -\left(\frac{M}{\sqrt{M^{2} - 1}} \frac{\rho_{0}}{\rho_{m}} \bar{\omega} + \bar{\omega}^{2} \frac{L}{2}\right)[E] \end{cases} \left[\lambda \right] = 0. (7)$$

Здесь введены обозначения:

$$\begin{bmatrix} \tilde{\Omega} \end{bmatrix} = \iint_{S} \left(W_{mn,xxxx} \ 2W_{mn,xxyy} \ W_{mn,yyyy} \right)^{T} W_{ij} d\xi d\eta;$$

$$\begin{bmatrix} C \end{bmatrix} = \iint_{S} W_{mn} W_{ij} d\xi d\eta;$$

$$\begin{bmatrix} F \end{bmatrix} = \iint_{S} W_{mn,x} \ W_{ij} dx dy;$$

[E] — единичная матрица; $m, i \in [1...m_{max}]$, $m, j \in [1...m_{max}]$ — параметры сетки разбиения при интегрировании.

В однородной системе уравнений (7) в случае изотропного материала матрицы $[\tilde{\Omega}], [C]$ – диагональные; матрица $[\tilde{F}]$ – внедиагональная.

Представим матрицу [Ψ] как сумму матриц из системы уравнений (7)

$$[\Psi] = \frac{\pi^4 \tilde{D}}{LB^2} [C]^{-1} [\tilde{\Omega}] - \frac{\pi M^2}{\sqrt{M^2 - 1}} \frac{\rho_0}{\rho_m} [C]^{-1} [\tilde{F}] - \frac{M}{\sqrt{M^2 - 1}} \frac{\rho_0}{\rho_m} \overline{\omega} + \overline{\omega}^2 \frac{L_2}{2} [E].$$

Система уравнений (7) имеет нетривиальное решение, если определитель системы равен нулю, т.е. det[Ψ] = 0. Комплексные собственные значения $\lfloor \lambda \rfloor$ = Re($\lfloor \lambda \rfloor$) $\pm i \operatorname{Im}(\lfloor \lambda \rfloor)$ матрицы [Ψ] найдем с помощью программного модуля, реализованного на основе алгоритма *QL / QR*.

В соответствии с изложенной методикой для прямоугольной изотропной пластины находим начальное приближение частот колебаний $\overline{\omega} = \omega h/a_0$ (таблица 2).

После подстановки безразмерных частот в однородную систему уравнений (7) находим вектор

Таблица 2

Безразмерные собственные частоты – начальное приближение

$\overline{\omega} = \omega h/a_0$ $\overline{\omega} = \omega h/a_0$ $\overline{\omega} = \omega h/a_0$ III-III-III-IIIIII-C-III-C3-C-3-C15,37452E-052,2608E-052,70911E-0527,00242E-054,80278E-055,72246E-0539,70212E-058,03175E-059,43711E-0540,0002149810,0001438570,00015078450,000456460,0003329460,00033873860,0004837060,0003699840,00014657680,001347040,0001211250,0001405290,0002800970,000287940,000244284100,0005217790,0004192330,000196368110,000183080,0001714240,000196368120,0003287460,000285530,000305924				
HOMOPIIII-III-IIIIIII-C-III-C3-C-3-C15,37452E-052,2608E-052,70911E-0527,00242E-054,80278E-055,72246E-0539,70212E-058,03175E-059,43711E-0540,0002149810,0001438570,00015078450,000456460,0003329460,00033873860,0004837060,0003699840,00037925270,0012564280,0010390180,00104657680,0001347040,0001211250,0001405290,0002800970,000287940,000244284100,0005217790,0004192330,000196368110,000183080,0001714240,000196368120,0003287460,000285530,000305924	HOMER	$\overline{\omega} = \omega h / a_0$	$\overline{\omega} = \omega h / a_0$	$\overline{\omega} = \omega h / a_0$
15,37452E-052,2608E-052,70911E-0527,00242E-054,80278E-055,72246E-0539,70212E-058,03175E-059,43711E-0540,0002149810,0001438570,00015078450,000456460,0003329460,00033873860,0004837060,0003699840,00037925270,0012564280,0010390180,00104657680,0001347040,0001211250,0001405290,0002800970,0002287940,000244284100,0005217790,0004192330,000196368110,000183080,0001714240,000196368120,0003287460,000285530,000305924	номер	Ш-Ш-Ш	Ш-С-Ш-С	3-C-3-C
2 7,00242E-05 4,80278E-05 5,72246E-05 3 9,70212E-05 8,03175E-05 9,43711E-05 4 0,000214981 0,000143857 0,000150784 5 0,00045646 0,000332946 0,000338738 6 0,000483706 0,000369984 0,000379252 7 0,001256428 0,001039018 0,001046576 8 0,000134704 0,000121125 0,00014052 9 0,000280097 0,000228794 0,000244284 10 0,000521779 0,000419233 0,000432391 11 0,00018308 0,000171424 0,000196368 12 0,000328746 0,00028553 0,000305924	1	5,37452E-05	2,2608E-05	2,70911E-05
3 9,70212E-05 8,03175E-05 9,43711E-05 4 0,000214981 0,000143857 0,000150784 5 0,00045646 0,000332946 0,000338738 6 0,000483706 0,000369984 0,000379252 7 0,001256428 0,001039018 0,001046576 8 0,000134704 0,000121125 0,00014052 9 0,000280097 0,000228794 0,000244284 10 0,000521779 0,000419233 0,000432391 11 0,00018308 0,000171424 0,000196368 12 0,000328746 0,00028553 0,000305924	2	7,00242E-05	4,80278E-05	5,72246E-05
40,0002149810,0001438570,00015078450,000456460,0003329460,00033873860,0004837060,0003699840,00037925270,0012564280,0010390180,00104657680,0001347040,0001211250,0001405290,0002800970,0002287940,000244284100,0005217790,0004192330,000432391110,000183080,0001714240,000196368120,0003287460,000285530,000305924	3	9,70212E-05	8,03175E-05	9,43711E-05
50,000456460,0003329460,00033873860,0004837060,0003699840,00037925270,0012564280,0010390180,00104657680,0001347040,0001211250,0001405290,0002800970,0002287940,000244284100,0005217790,0004192330,000432391110,000183080,0001714240,000196368120,0003287460,000285530,000305924	4	0,000214981	0,000143857	0,000150784
60,0004837060,0003699840,00037925270,0012564280,0010390180,00104657680,0001347040,0001211250,0001405290,0002800970,0002287940,000244284100,0005217790,0004192330,000432391110,000183080,0001714240,000196368120,0003287460,000285530,000305924	5	0,00045646	0,000332946	0,000338738
70,0012564280,0010390180,00104657680,0001347040,0001211250,0001405290,0002800970,0002287940,000244284100,0005217790,0004192330,000432391110,000183080,0001714240,000196368120,0003287460,000285530,000305924	6	0,000483706	0,000369984	0,000379252
8 0,000134704 0,000121125 0,00014052 9 0,000280097 0,000228794 0,000244284 10 0,000521779 0,000419233 0,000432391 11 0,00018308 0,000171424 0,000196368 12 0,000328746 0,00028553 0,000305924	7	0,001256428	0,001039018	0,001046576
90,0002800970,0002287940,000244284100,0005217790,0004192330,000432391110,000183080,0001714240,000196368120,0003287460,000285530,000305924	8	0,000134704	0,000121125	0,00014052
100,0005217790,0004192330,000432391110,000183080,0001714240,000196368120,0003287460,000285530,000305924	9	0,000280097	0,000228794	0,000244284
11 0,00018308 0,000171424 0,000196368 12 0,000328746 0,00028553 0,000305924	10	0,000521779	0,000419233	0,000432391
12 0,000328746 0,00028553 0,000305924	11	0,00018308	0,000171424	0,000196368
	12	0,000328746	0,00028553	0,000305924



162

Таблица 3

D		· · · · · · · · · · · · · · · · · · ·	· · · · · · · · · · · · · · · · · · ·
Векторы сооственных	значении системь	і уравнений (9). На	ачальное приолижение
Denreppi eccerbennom		, jp	

	$\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_{0})$	$\operatorname{Im}(\lfloor \lambda \rfloor_{0})$	$\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_{0})$	$\operatorname{Im}(\lfloor \lambda \rfloor_{0})$	$\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_{0})$	$\operatorname{Im}(\lfloor \lambda \rfloor_{0})$
	Ш-Ш-Ш		Ш-С-Ш-С		3-C-3-C	
1	0,00236777	0	0	0	0	0
2	0,00037016	0,0065315	1,0988E-05	0,01142534	2,0284E-05	0,0140807
3	0,00037015	-0,006531	1,0988E-05	-0,0114253	2,0284E-05	-0,014089
4	0,00033132	0	4,5855E-05	0,0099079	6,7357E-05	0,0120035
5	3,3853E-05	0,0114225	4,5855E-05	-0,0099079	6,7356E-05	-0,012003
6	3,3853E-05	-0,011425	0,00017284	0,00653151	0,00020317	0,0084797
7	1,4617E-05	0,0033808	0,00017282	-0,0065315	0,00020317	-0,008477
8	1,4617E-05	-0,003381	2,8082E-06	0,00338086	1,2192E-05	0,0045418
9	6,2704E-06	0	2,8082E-06	-0,0033808	1,2192E-05	-0,004548
10	0,00013933	0,0099078	0,00154488	0	0,00163138	0
11	0,00013933	-0,009907	0,00015619	0	0,00018026	0
12	7,0373E-05	0	2,0344E-05	0	2,7380E-05	0

Таблица 4

Векторы собственных значений системы уравнений (9) при шаге (*p*)

	$\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_p)$	$\operatorname{Im}(\lfloor \lambda \rfloor_p)$	$\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_p)$	$\operatorname{Im}(\lfloor \lambda \rfloor_p)$	$\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_p)$	$\operatorname{Im}(\lfloor \lambda \rfloor_p)$
	111-111-111		Ш-С-Ш-С		3-С-3-С	
1	2,7880E-05	0	0	0	0	0
2	4,2882E-06	0,00653164	-1,516E-06	0,01142538	-1,118E-05	0,0140806
3	4,2882E-06	-0,0065314	-1,516E-06	-0,0114253	-1,118E-05	-0,014080
4	3,8324E-06	0	1,9017E-06	0,0099073	-2,991E-05	0,0120034
5	3,6826E-07	0,01142539	1,9017E-06	-0,0099079	-2,991E-05	-0,012003
6	3,6826E-07	-0,0114259	7,3854E-05	0,0065315	2,6657E-06	0,0084800
7	1,5233E-07	0,00338086	7,3854E-05	-0,0065318	2,6657E-06	-0,008481
8	1,5233E-07	-0,0033806	-1,721E-06	0,0033808	3,4468E-07	0,0045414
9	6,0537E-08	0	-1,721E-06	-0,0033808	3,4468E-07	-0,004541
10	1,5863E-06	0,00990784	0,00083234	0	0,0002354	0
11	1,5863E-06	-0,0099074	7,4583E-05	0	1,3273E-05	0
12	7,8661E-07	0	6,2187E-06	0	-2,354E-06	0

собственных значений системы уравнений - начальное приближение (таблица 3).

Меняя исходные частоты $\overline{\omega}_{n+1} = \overline{\omega}_n + \Delta \overline{\omega}_n$, определяем момент, при котором действительная часть комплексно-сопряженного собственного значения $\operatorname{Re}(|\lambda|)$ меняет знак на противоположный. Результаты вычислений до и после смены знака приведены в таблицах 4 и 5.

Сравнивая действительные компоненты комплексно-сопряженных собственных значений $\operatorname{Re}(|\lambda|)$, делаем вывод, что для рассмотренных вариантов опирания кромок пластины $\operatorname{Re}(|\lambda|_{i}) * \operatorname{Re}(|\lambda|_{i+1}) < 0$ выполнено. условие И колебания пластин приобретают неустойчивый характер, следовательно, возможно насту- матрицы $|\Omega|$, [C] являются диагональными, для

пление флаттера. Критическая скорость флаттера соответствует комплексно-сопряженным корням: для схемы опирания кромок Ш-Ш-Ш-Ш $|\lambda| = -2,61935E - 07 \pm 0,00338084;$ для схемы $\overline{\text{III-C-III-C}}$ | λ | = -5,0567E - 07 ± 0,009907903; для схемы 3-C- $\overline{3}$ - $\overline{C} \mid \lambda \mid = -3,60161E - 08 \pm 0,00454147.$ Для рассмотренных граничных условий минимальная скорость флаттера лежит в низкочастотной части спектра при смешанном опирании кромок Ш-С-Ш-С и З-С-З-С. В случае Ш-Ш-Ш-Ш происходит смещение частот колебаний в область высоких частот.

В отличие от прямоугольной пластины со свободно опертыми кромками (Ш-Ш-Ш), когда

Исследование возникновения флаттера в изотропных и ортотропных пластинах...

Таблица 5

163

$\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_{p+1})$	$\operatorname{Im}\left(\left\lfloor \lambda ight floor_{p+1} ight)$	$\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_{p+1})$	$\operatorname{Im}\left(\left\lfloor \lambda ight floor_{p+1} ight)$	$\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_{p+1})$	$\operatorname{Im}\left(\left\lfloor \lambda ight floor_{p+1} ight)$
Ш-Ш-Ш		III-C-III-C		3-C-3-C	
-3,913E-05	0	0	0	0	0
-6,190E-06	0,006531	-2,201E-06	0,01142534	-1,219E-05	0,0140806
-6,190E-06	-0,006534	-2,201E-06	-0,0114258	-1,219E-05	-0,014089
-5,546E-06	0	-5,056E-07	0,0099079	-3,304E-05	0,012003
-5,907E-07	0,011425	-5,057E-07	-0,0099079	-3,304E-05	-0,012003
-5,907E-07	-0,011425	6,8433E-05	0,0065315	-3,775E-06	0,008480
-2,619E-07	0,003380	6,8433E-05	-0,0065315	-3,775E-06	-0,008480
-2,619E-07	-0,003380	-1,969E-06	0,0033808	-3,601E-08	0,004541
-1,173E-07	0	-1,969E-06	-0,0033808	-3,601E-08	-0,004541
-2,357E-06	0,009907	0,0007933	0	0,0001905	0
-2,357E-06	-0,009907	7,0113E-05	0	7,8918E-06	0
-1,206E-06	0	5,445E-06	0	-3,288E-06	0
	$Re(\lfloor \lambda \rfloor_{p+1})$ $III-III-$ -3,913E-05 -6,190E-06 -6,190E-06 -5,546E-06 -5,546E-06 -5,907E-07 -5,907E-07 -2,619E-07 -1,173E-07 -2,357E-06 -2,357E-06 -1,206E-06	$\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_{p+1})$ $\operatorname{Im}(\lfloor \lambda \rfloor_{p+1})$ $III-III-III-III$ -3,913E-050-6,190E-060,006531-6,190E-06-0,006534-5,546E-060-5,907E-070,011425-5,907E-07-0,011425-2,619E-070,003380-1,173E-070-2,357E-060,009907-2,357E-06-0,009907-1,206E-060	$\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_{p+1})$ $\operatorname{Im}(\lfloor \lambda \rfloor_{p+1})$ $\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_{p+1})$ III-III-III-IIIIII-C-3,913E-050-6,190E-060,006531-2,201E-06-6,190E-06-0,006534-2,201E-06-5,546E-060-5,907E-070,011425-5,907E-07-0,011425-5,907E-07-0,011425-2,619E-070,003380-1,969E-06-1,173E-070-1,969E-06-2,357E-060,009907-2,357E-06-0,009907-1,206E-0605,445E-06	$\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_{p+1})$ $\operatorname{Im}(\lfloor \lambda \rfloor_{p+1})$ $\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_{p+1})$ $\operatorname{Im}(\lfloor \lambda \rfloor_{p+1})$ III-III-III-IIIIII-C-III-C-3,913E-0500-6,190E-060,006531-2,201E-060,01142534-6,190E-06-0,006534-2,201E-06-0,0114258-5,546E-060-5,056E-070,0099079-5,907E-070,0114256,8433E-050,0065315-2,619E-070,0033806,8433E-05-0,0065315-2,619E-070-1,969E-060,0033808-1,173E-070-1,969E-06-0,0033808-2,357E-060,0099070,00079330-2,357E-0605,445E-060	$\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_{p+1})$ $\operatorname{Im}(\lfloor \lambda \rfloor_{p+1})$ $\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_{p+1})$ $\operatorname{Im}(\lfloor \lambda \rfloor_{p+1})$ $\operatorname{Re}(\lfloor \lambda \rfloor_{p+1})$ III-III-III-IIIIII-C-III-C3-C-3,913E-05000-6,190E-060,006531-2,201E-060,01142534-1,219E-05-6,190E-06-0,006534-2,201E-06-0,0114258-1,219E-05-5,546E-060-5,056E-070,0099079-3,304E-05-5,907E-070,011425-5,057E-07-0,0099079-3,304E-05-5,907E-070,0114256,8433E-050,0065315-3,775E-06-2,619E-070,0033806,8433E-05-0,0065315-3,775E-06-2,619E-070-1,969E-060,0033808-3,601E-08-1,173E-070-1,969E-06-0,0033808-3,601E-08-2,357E-060,0099070,000793300,0001905-2,357E-0605,445E-060-3,288E-06-1,206E-0605,445E-060-3,288E-06

Вектор собственных значений системы уравнений (9) при шаге (*p* + 1)

пластин с другими граничными условиями указанные матрицы уже не являются диагональными, и элементы матриц оказывают влияние как на действительную, так и на мнимую части комплексных частот. Это замечание касается и матрицы $\begin{bmatrix} \tilde{F} \end{bmatrix}$, которая влияет как на мнимую Im($\lfloor \lambda \rfloor$), так и на действительную часть комплексно-сопряженных частот.

4.2. Влияние угла скоса изотропной пластины на скорость флаттера

Рассмотрим пластину в форме параллелограмма, которую обтекает скоростной поток. На рисунке 3 показана схема направления действия потока на скошенную пластину с формой контура в виде параллелограмма. На пластину с углом скоса χ действует поток газа, направленный под углом ζ к оси 0*x* прямоугольной системы координат *хуг.* Для пластины в форме параллелограмма параметры углов скоса равны $\theta = 0, \chi_{sr} = \chi$. При расчетах скошенных пластин будем считать, что изгибные жесткости соответствуют ортотропному материалу. Влияние жесткостей $D_{13} \simeq 0$, $D_{23} \approx 0$ не учитывается. Скоростной поток в осях $\xi 0\eta$, связанных с геометрией пластины, будет состоять из двух компонентов $V = \{V_{\xi} \sec(\chi - \zeta); -V_{\eta} \tan(\chi - \zeta)\}$. Уравнение колебаний скошенной пластины в потоке газа примет вид

$$D_{11}^{\xi\eta} w_{,\xi\xi\xi\xi} + 2 \left(D_{12}^{\xi\eta} + 2D_{33}^{\xi\eta} \right) w_{,\xi\xi\eta\eta} + D_{22}^{\xi\eta} w_{,\eta\eta\eta\eta} - \\ -N_{\xi} w_{,\xi\xi} - N_{\eta} w_{,\eta\eta} - 2N_{\xi\eta} w_{,\xi\eta} + \frac{\chi P_{0}}{a_{0}} \\ \left[w_{,t} + V_{\xi} \sec(\chi - \zeta) w_{,\xi} - V_{\eta} \tan(\chi - \zeta) w_{,\eta} \right] + \rho h w_{,tt} = 0$$

Введем, как и ранее, безразмерные величины

$$\tilde{D} = \sqrt{D_{11}^{\xi\eta} D_{22}^{\xi\eta}} \left(h^3 a_0^2 \rho_m \right)^{-1}, \ \overline{\omega} = \omega \frac{h}{a_0},$$
$$L = \frac{l}{h}, \ B = \frac{b}{h}$$

Воспользовавшись процедурой Бубнова-Галеркина, найдем однородную систему уравнений нестационарной задачи обтекания скошенной ортотропной пластины потоком газа. Искомая однородная система уравнений в безразмерной форме примет вид



Рисунок 3. Геометрия скошенной пластины, направление полета (НП) и направление действия скоростного потока

OCMNYECKNE Annapatun Texhonorum Deastasavana

$$\left| \frac{\pi^{4}\tilde{D}}{LB^{2}} [C]^{-1} [\tilde{\Omega}] - \frac{\pi M^{2}}{\sqrt{M^{2} - 1}} \frac{\rho_{0}}{\rho_{m}} [C]^{-1} \\ \left\{ \sec(\chi - \zeta) [\tilde{F}_{\xi}] - \tan(\chi - \zeta) [\tilde{F}_{\eta}] \right\} - \left(\frac{M}{\sqrt{M^{2} - 1}} \frac{\rho_{0}}{\rho_{m}} \bar{\omega} + \bar{\omega}^{2} \frac{L}{2} \right) [E] \right\} [\lambda] = 0$$
(8)

Здесь введены дополнительные обозначения, связанные с разложением вектора скорости обтекающего потока

$$\left[F_{\xi}\right] = \iint_{S} W_{mn,\xi} W_{ij} d\xi d\eta; \quad \left[F_{\eta}\right] = \iint_{S} W_{mn,\eta} W_{ij} d\xi d\eta.$$

Представим матрицу $\left[\tilde{\Psi} \right]$ как сумму матриц системы уравнений (8)

$$\begin{bmatrix} \tilde{\Psi} \end{bmatrix} = \frac{\pi^4 D}{LB^2} \begin{bmatrix} C \end{bmatrix}^{-1} \begin{bmatrix} \tilde{\Omega} \end{bmatrix} - \frac{\pi M^2}{\sqrt{M^2 - 1}} \frac{\rho_0}{\rho_m} \begin{bmatrix} C \end{bmatrix}^{-1} \\ \left\{ \sec(\chi - \zeta) \begin{bmatrix} \tilde{F}_{\xi} \end{bmatrix} - \tan(\chi - \zeta) \begin{bmatrix} \tilde{F}_{\eta} \end{bmatrix} \right\} - \\ - \left(\frac{M}{\sqrt{M^2 - 1}} \frac{\rho_0}{\rho_m} \overline{\omega} + \overline{\omega}^2 \frac{L}{2} \right) \begin{bmatrix} E \end{bmatrix}$$

Однородная система уравнений имеет нетривиальное решение, если определитель системы равен нулю $\det([\tilde{\Psi}]) = 0$. Исследуем влияние угла скоса и граничных условий на скорость флаттера для изотропной пластины при обтекании потоком газа с направлением действия $\xi = 0^{\circ}$ со следующими данными:

$$E = 2*10^{11} H / M^2; \mu = 0,3; \rho_m = 8500 \text{ Ke} / M^3;$$

$$a = 3 \text{ M}; b = 1 \text{ M}; h = 0,01 \text{ M}.$$

$$\chi = 15^{\circ}, \ \theta = 0^{\circ}$$

Определим частоты колебаний пластины с граничными условиями (Ш-Ш-Ш-Ш), (Ш-С-Ш-С), (3-С-3-С). Далее был выполнен поиск собственных значений нестационарной задачи обтекания изотропной скошенной пластины потоком газа с вектором скорости, состоящим из двух компонентов $\vec{V} = \lfloor V_{\xi} \sec(\chi); -V_{\eta} \tan(\chi) \rfloor$. Однородная система уравнений, из которой определялись векторы собственных комплексно-сопряженных корней:

,

$$\left| \frac{\pi^{4} \tilde{D}}{LB^{2}} [C]^{-1} [\tilde{\Omega}] - \frac{\pi M^{2}}{\sqrt{M^{2} - 1}} \frac{\rho_{0}}{\rho_{m}} [C]^{-1} \right|$$

$$\left| \left\{ \sec \chi [\tilde{F}_{\xi}] - \tan \chi [\tilde{F}_{\eta}] \right\} - \left(\frac{M}{\sqrt{M^{2} - 1}} \frac{\rho_{0}}{\rho_{m}} \bar{\omega} + \bar{\omega}^{2} \frac{L}{2} \right) [E] \right| \lambda \rfloor = 0$$

Анализ результатов вычислений критической скорости флаттера скошенной пластины показывает, что в рассмотренных случаях опирания кромок пластины имеет-

ся несколько пар комплексно-сопряженных собственных значений. Минимальные значения $\lfloor \lambda \rfloor = -1,06014E - 07 \pm 0,054145931$ для схемы Ш - Ш - Ш - Ш ; $\lfloor \lambda \rfloor = -1,9023E - 06 \pm 0,00142098$ для схемы Ш-С-Ш-С. В отличие от двух предыдущих вариантов в случае пластины с защемленными поперечными и свободными продольными кромками изменение знака действительной части произошло с отрицательного значения $\lfloor \lambda \rfloor = -3,38721E - 05 \pm 0,00045157$ на положительное $\lfloor \lambda \rfloor = 0,000276775 \pm 0,00045157$ при $V^*/a_0 = 3,601$. Критические скорости флаттера будем определять этими комплексно-сопряженными собственными значениями.

Рассмотрим вариант пластины с углами скоса $\chi = 30^{\circ} \theta = 0^{\circ}$ и характеристиками:

 $E = 2*10^{11} H / M^2; \mu = 0.3; \rho_m = 8500 \kappa^2 / M^3;$ a = 3 M; b = 1 M; h = 0.01 M.

Определим частоты колебаний пластины, далее из однородной системы уравнений начальное приближение и момент смены знака действительной части комплексно-сопряженных собственных значений. Из анализа результатов следует, что в случае схемы опирания Ш-Ш-Ш-Ш имеется только одна пара комплексно-сопряженных корней с положительной действительной частью $\lambda = -5,56102E - 08 \pm 0,11215146;$ в случае схемы Ш-С-Ш-С имеются несколько пар комплексносопряженных корней. Критическая скорость флаттера будет соответствовать паре корней $\lambda = 0,000580373 \pm 0,011679279$. Для схемы опирания З-С-З-С имеются две пары самосопряженных комплексных корней. Из них выбираем пару с минимальным значением действительной части $\lambda = 0,001340861 \pm 0,037366503.$

Рассмотрим вариант пластины с углами скоса $\chi = 45^{\circ}$, $\theta = 0^{\circ}$. Определим частоты колебаний пластин в зависимости от граничных условий. В случае шарнирного закрепления сторон в скошенной пластине не возникает перехода в неустойчивое состояние колебаний системы – отсутствует смена знака действительной части комплексно-сопряженных корней. В случае схемы Ш-С-Ш-С имеются несколько пар комплексно-сопряженных корней. Критическая скорость флаттера будет соответствовать паре корней $\lfloor \lambda \rfloor = 0,000951297 \pm 0,005631806$. Для схемы опирания 3-С-3-С также имеются несколько пар комплексно-сопряженных корней. Минимальное значение действительной части $\lfloor \lambda \rfloor = 0,000280572 \pm 0,000917861$.

5. Влияние направления потока газа на возникновение флаттера поверхности изотропной пластины

х слу- Исследуем влияние угла наклона набегающеимеет- го потока на возникновение флаттера поверхно-

164

сти пластины. Рассмотрим варианты направления вектора скорости потока относительно оси $0x: \zeta = \{-10^{\circ}, -20^{\circ}, -30^{\circ}\}$. Расчеты выполнялись для пластины с граничными условиями (3-С-3-С) и углами скоса $\chi = 15^{\circ}, \zeta = 0^{\circ}$. На пластину действовал скоростной поток под углами $(\gamma - \zeta) = \{25^{\circ}, 35^{\circ}, 45^{\circ}\}$. Анализ результатов показывает, что на смену знака минимальной действительной части комплексно-сопряженных собственных значений влияет направление действия скоростного набегающего потока. Чем больше угол между вектором скорости и поперечной кромкой пластины, тем выше частота колебаний, при которой возможно наступление флаттера. Для рассмотренного случая имеет место следующая зависимость: при $(\chi - \zeta) = 25^{\circ}$ частота собственных колебаний равна $\omega = 74,161 \ \Gamma u;$ при ω = 74,16135⁰ – частота равна ω = 112,20 Ги; при $(\chi - \zeta) = 45^{\circ} - \omega = 135,07 \ \Gamma u.$

5.1. Прямоугольная ортотропная пластина в сверхзвуковом потоке газа

Рассмотрим слоистую прямоугольную пластину из стеклопластика со следующими характеристиками материала:

$$E_1 = 50$$
 ГПа; $E_2 = 7,45$ ГПа; $G_{12} = 2,8$ ГПа;
 $\mu_{21} = 0,25; \delta_i = 0,125$ мм.

Удельная масса материала $\rho_m = 1526 \ \kappa \Gamma \ / \ M^3$. Пакет образован 4 слоями с углами армирования $\varphi_i = +45^0 \ / \ -45^0 \ / \ -45^0 \ / \ +45^0$, толщина пластины $h = 0,001 \ M$.

Изгибные жесткости пластины

$$\begin{bmatrix} D \end{bmatrix}^{\xi\eta} = \begin{bmatrix} 1,9880 & 1,1213 & 0 \\ 1,1213 & 1,9880 & 0 \\ 0 & 0 & 1,2427 \end{bmatrix} (H_{\mathcal{M}}).$$

Введем безразмерные величины для ортотропной пластины

$$\tilde{D} = \sqrt{D_{11}^{\xi\eta} D_{22}^{\xi\eta}} \left(h^3 a_0^2 \rho_m \right)^{-1} = 13,387;$$

$$\rho_0 / \rho_m = 8.471 * 10^{-4}, L = 300, B = 100$$

Диапазон скоростей набегающего потока $1.4 \le M \le 3.5$.

Определим частоты собственных колебаний пластины в зависимости от кинематических граничных условий на контуре. В соответствии с изложенной методикой находим начальное приближение частот колебаний $\overline{\omega} = \omega h/a_0$. После подстановки безразмерных частот $\overline{\omega} = \omega h/a_0$ в однородную систему уравнений (7) находим вектор собственных значений системы уравнений – начальное приближение. Выделяем комплексно-сопряженные собственные значения. Меняя исходные частоты коле-

баний $\overline{\omega}_{p+1} = \overline{\omega}_p + \Delta \overline{\omega}_p$, определяем момент, при котором действительная часть собственного значения Re($\lfloor \lambda \rfloor$) изменяет знак на противоположный. Сравнивая минимальные по модулю действительные компоненты комплексносопряженных значений из системы уравнений (7), находим момент возникновения флаттера прямоугольной ортотропной пластины в зависимости от граничных условий:

- для схемы Ш-Ш-Ш-Ш $\lfloor \lambda \rfloor = -8,26588E - 05 \pm 0,00308862;$ - для схемы Ш-С-Ш-С $\lfloor \lambda \rfloor = -6,33569E - 05 \pm 0,001211908;$ - для схемы 3-С-3-С $\lfloor \lambda \rfloor = -7,82389E - 05 \pm 0,00047338.$

5.2. Косоугольная ортотропная пластина в сверхзвуковом потоке газа

Рассмотрим скошенную пластину из стеклопластика, которую обтекает поток газа. Пакет, как и ранее, образован 4 слоями с углами армирования $\varphi_i = +45^0 / -45^0 / / -45^0 / +45^0$, толщина пластины h = 0,001 м. Углы скоса пластины $\chi_1 = 15^0, \theta = 0^0$. Определим изгибные жесткости пластины в координатах $\xi\eta z$ (рисунок 1):

$$\begin{bmatrix} D \end{bmatrix}^{\xi\eta} = \begin{bmatrix} 2,2059 & 1,0088 & 0\\ 1,0088 & 1,8308 & 0\\ 0 & 0 & 1,1345 \end{bmatrix} (H_{\mathcal{M}}).$$

Введем безразмерные величины для ортотропной пластины

$$\tilde{D} = \sqrt{D_{11}^{\xi\eta} D_{22}^{\xi\eta}} \left(h^3 a_0^2 \rho_m \right)^{-1} = 13,533;$$

$$\rho_0 / \rho_m = 8,471 * 10^{-4}, L = 300, B = 100$$

Рассмотрим случай, когда скоростной поток обтекает внешнюю поверхность скошенной пластины под углом $\zeta = +15^{\circ}$. Тогда в осях $\zeta 0\eta$, связанных с геометрией пластины, вектор скорости потока будет направлен вдоль пластины с углами скоса кромок $\chi_1 = \chi_2 = 15^{\circ}$ и будет состоять из одной компоненты $\vec{V} = V_{\xi}$. Уравнение колебаний такой пластины в потоке газа примет вид

$$\begin{split} D_{11}^{\xi\eta} w_{,\xi\xi\xi\xi\xi} &+ 2 \Big(D_{12}^{\xi\eta} + 2 D_{33}^{\xi\eta} \Big) w_{,\xi\xi\eta\eta} + D_{22}^{\xi\eta} w_{,\eta\eta\eta\eta} - \\ &- N_{\xi} w_{,\xi\xi} - N_{\eta} w_{,\eta\eta} - 2 N_{\xi\eta} w_{,\xi\eta} + \\ &+ \frac{\chi p_0}{a_0} \Big[w_{,t} + V_{\xi} w_{,\xi} \Big] + \rho h w_{,tt} = 0 \end{split}$$

Найдем первые 12 частот колебаний и определим безразмерные частоты колебаний пластины как первое приближение. Однородная система уравнений исходной нестационарной задачи обтекания пластины потоком газа примет вид



$$\begin{bmatrix} \frac{\pi^{4}\tilde{D}}{LB^{2}}[C]^{-1}[\tilde{\Omega}] - \frac{\pi M^{2}}{\sqrt{M^{2} - 1}} \frac{\rho_{0}}{\rho_{m}}[C]^{-1}[\tilde{F}_{\xi}] - \\ -\left(\frac{M}{\sqrt{M^{2} - 1}} \frac{\rho_{0}}{\rho_{m}} \overline{\omega} + \overline{\omega}^{2} \frac{L}{2}\right)[E] \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \lambda \end{bmatrix} = 0$$

166

Определим векторы собственных значений $|\lambda|$ системы уравнений как функции частот с заданным шагом до момента, когда минимальное действительное значение комплексно-сопряженных значений изменит знак на противоположный. Анализ результатов показал, что при обтекании косоугольной ортотропной пластины потоком газа, вектор скорости которого направлен вдоль оси пластины, в рассмотренных случаях закрепления кромок возникает флаттер внешней поверхности: в случае Ш-Ш-Ш-Ш при собственном значении $|\lambda| = -7,57565E - 05 \pm 0,003197731$; в случае Ш-С-Ш-С при значении $|\lambda| = -5,74873E - 05 \pm$ $\pm 0,00125494$ и 3-C-3-C $-|\bar{\lambda}| = -7,8239E - 05 \pm$. ±0,000473. Частота колебаний пластины, при которой возникает флаттер, смещается в область высоких значений.

Рассмотрим случай, когда скоростной поток обтекает внешнюю поверхность скошенной пластины под углом $\zeta = 0^{\circ}$, т.е. перпендикулярно к поперечной кромке. Тогда в осях $\zeta 0\eta$, связанных с геометрией пластины, вектор скорости потока будет состоять из двух компонентов $\vec{V} = \lfloor V_{\xi} \sec(\chi); -V_{\eta} \tan(\chi) \rfloor$. Уравнение колебаний скошенной пластины в потоке газа примет вид

$$D_{11}^{\xi\eta} w_{,\xi\xi\xi\xi} + 2 \left(D_{12}^{\xi\eta} + 2D_{33}^{\xi\eta} \right) w_{,\xi\xi\eta\eta} + D_{22}^{\xi\eta} w_{,\eta\eta\eta\eta} - \\ -N_{\xi} w_{,\xi\xi} - N_{\eta} w_{,\eta\eta} - 2N_{\xi\eta} w_{,\xi\eta} + \frac{\chi P_{0}}{a_{0}} \\ \left[w_{,t} + V_{\xi} \sec(\chi - \zeta) w_{,\xi} - V_{\eta} \tan(\chi - \zeta) w_{,\eta} \right] + \rho h w_{,tt} = 0$$

Однородная система уравнений будет иметь нетривиальное решение, если определитель системы будет равен нулю. Определим векторы собственных значений $\lfloor \lambda \rfloor$ однородной системы уравнений в момент, при котором минимальное действительное значение комплексносопряженных значений меняет знак на противо-

<u>№ 3 (49) 2024</u> Том 8

положный. Вычисления показали, что для схем ШІ-ШІ-ШІ и ШІ-С-Ш-С в выбранных диапазонах скоростей набегающего потока отсутствует момент смены знака действительной части комплексно-сопряженных значений, т.е. в пластине не возникает «зафлаттерного» неустойчивого состояния. В случае, когда продольные кромки пластины защемлены, а боковые свободны от закрепления, возникает неустойчивое состояние. Критическая скорость флаттера соответствует комплексно-сопряженному собственному значению $|\lambda| = -7,823889E - 05 \pm 0,00047338.$

Выводы

Проведено исследование, показавшее возникновение неустойчивости в диапазоне средних сверхзвуковых скоростей обтекания пластин конечного размера с формами прямоугольника и параллелограмма. Было показано, что неустойчивость является связанной. Изучено влияние геометрии пластины с разными углами скоса продольных кромок, кинематических граничных условий, направления действия набегающего потока по отношению к поперечным кромкам на критические скорости флаттера изотропной и ортотропной пластин. Система уравнений находится с помощью метода Бубнова-Галеркина для нестационарной задачи обтекания пластины сверхзвуковым потоком газа. В качестве аппроксимирующих функций выбираются балочные функции Крылова, позволяющие точно удовлетворить кинематические граничные условия. В качестве критерия возникновения флаттера принято исследование знака действительной части комплексно-сопряженных собственных значений, определяемых из условия нетривиального решения однородной системы уравнений. При положительных действительной и мнимой частей комплексно-сопряженных собственных значений состояние пластины становится неустойчивым с последующим нарастанием незатухающих колебаний. Определены частоты колебаний в среднем диапазоне сверхзвуковых скоростей, при которых наступают незатухающие колебания с «зафлаттерной» бегущей волной.

Список литературы

- [1] Болотин В. В. Неконсервативные задачи теории упругой устойчивости // М.: Физматгиз, 1961. 339 с.
- [2] Ильюшин А. А. Закон плоских сечений в аэродинамике больших сверхзвуковых скоростей // Известия АН СССР. Прикладная математика и механика. 1056. Т. 20. № 6. С. 733–755.
- [3] Смирнов А.И. Аэроупругая устойчивость летательных аппаратов // М.: Машиностроение, 1980. 231 с.
- [4] Веденеев В.В. Численное исследование сверхзвукового флаттера пластины с использованием точной аэродинамической теории // Известия РАН. Механика жидкости и газа, № 2. 2009. С. 168–177.
- [5] Веденеев В.В. Исследование одномодового флаттера прямоугольной пластины в случае переменного усиления собственной моды вдоль пластины // Известия РАН. Механика жидкости и газа, 2010. № 4, с. 163–174.
Исследование возникновения флаттера в изотропных и ортотропных пластинах...

- [6] Новичков Ю. Н. Флаттер пластин и оболочек // Итоги науки и техники. Сер. Механика деформируемого твердого тела. 1978. Т. 11. С. 67–122.
- [7] Алгазин С.Д., Кийко И.А. Флаттер пластин и оболочек. М.: Наука, 2006. 247 с.
- [8] Элкинс Раш, Ванг Ганг. Анализ аэроупругости и динамики композитных крыльев с трещинами с использованием спектрального метода конечных элементов // doi:10.2514/6.2014–0677
- [9] Характеристики флаттера гибкой композитной пластины из 3D-ткани со встроенным сплавом с памятью формы в дозвуковом потоке. Март 2022 г. // doi: 10.1177/15280837221077043
- [10] Нелинейная аэроупругость пониженного порядка стреловидных композитных крыльев с использованием сжимаемой индикаторной нестационарной аэродинамики // doi: 10.1016/j.jfluidstructs.2019.102812
- [11] Двухуровневая последовательная оптимизация для комплексного проектирования композитных конструкций с неопределенной прочностью/аэроупругостью // Структурная и междисциплинарная оптимизация (2021) 64: 2377–2392 https://doi.org/10.1007/s00158–021–02989-x
- [12] Влияние несбалансированных параметров ламинирования на статическую аэроупругость крыла с высоким удлинением // Международный журнал аэрокосмической техники, том 2021, номер статьи 3949078,19 страниц https://doi.org/10.1155/2021/3949078
- [13] Слисонгсом С., Кумар С., Бурерат С. Многоцелевая оптимизация частичной топологии композитного крыла самолета, основанная на надежности // Symmetry, 2023, 15, 305. https://doi.org/10.3390/ syml5020305
- [14] Прогнозирование повреждений изогнутой композитной однослойной панели повышенной жесткости при статическом сжатии // Июль 2023 г. AIAA JournalFollow journal // doi: 10.2514/1.J062656
- [15] Васильев В.В. Механика конструкций из композиционных материалов. М.: Машиностроение, 1988. 272 с.
- [16] Эйсли Дж. Г., Люссен Г. Колебание тонких пластин под действием комбинированных сдвигающих и нормальных краевых сил // Журнал AIAA, 1963. 1 (3), 620–626 // doi:10.2514/3.54847
- [17] Кеттер Д. Дж. Колебание плоских прямоугольных ортотропных панелей // Журнал AIAA, 1967. 5(1), 116–124 // doi:10.2514/3.3917
- [18] Азиков Н.С., Зинин А.В., Гайдаржи Ю.В., Сайфуллин И.Ш. Прочность при закритическом деформировании косоугольных композиционных панелей // Проблемы машиностроения и надежности машин, 2021. № 5. С. 62–71.
- [19] Азиков Н. С., Зинин А. В. Модель разрушения анизогридной композитной конструкции // Проблемы машиностроения и надежности машин, 2018. Том 47. № 5. С. 423–429.
- [20] Воеводин В.В., Кузнецов Ю.А. Матрицы и вычисления. М.: Наука, 1984. 320 с.
- [21] Корн Г., Корн Т. Справочник по математике. М.: Наука, 1968. 720 с.
- [22] Маделунг Э. Математический аппарат физики. М.: Наука, 1968. 620 с.

INVESTIGATION OF THE OCCURRENCE OF FLUTTER IN ISOTROPIC AND ORTHOTROPIC PLATES WITH DIFFERENT BOUNDARY CONDITIONS AND SKEW ANGLES

N.S. Azikov¹, A.V. Zinin², Yu.V. Gaidarzhi³

¹Mechanical Engineering Research Institute of the Russian Academy of Sciences Moscow, The Russian Federation ²Moscow Aviation Institute (National Research University) Moscow, The Russian Federation ³Tops Business Integrator LLC Moscow, The Russian Federation

The purpose of the research: to determine the possibility of a panel flutter in the range of average supersonic speeds in a multilayer composite plate with the shape of a rectangle or parallelogram and taking into account the direction of action of the velocity flow relative to its

longitudinal edges. The possibility of panel flutter occurrence in the range of average supersonic speeds (1.4 < M < 2) has been investigated. The influence of boundary conditions and bevel angles of isotropic and orthotropic plates on the critical flutter velocity is studied. The basic relations (physical and geometric) for a multilayer composite plate with symmetrical laying of layers in thickness in an oblique coordinate system associated with the contour geometry are recorded. Since the geometric boundary conditions on each edge of the plate may be different, well-known "beam" functions are used to approximate the shape of the deflection for each the coordinate of the oblique coordinate system. The initial problem of the supersonic gas flow around the plate is considered to be non-stationary. But since further there is a need for several natural oscillation frequencies, the latter are found from the condition of the minimum of the total potential energy of the system. The solution of the non-stationary problem is based on several natural oscillation frequencies at fixed values of the gas flow velocity flowing around the plate. A homogeneous system of equations is obtained using the Bubnov-Galerkin method for deflection, represented as a series composed of proper shapes. The latter are selected from the boundary conditions. The critical parameter of the system is the condition that the real part of the complex conjugate eigenvalues is equal to zero. The occurrence of flutter is associated with a change in the sign of the real part of the eigenvalues, which are found from the condition of non-triviality of solving a homogeneous system of equations. Critical flutter velocities and oscillation frequencies are found for the selected geometric dimensions of the plates and the mechanical characteristics of the material. The analysis of the results was carried out. It is noted that in the initial formulation of the problem, a panel flutter occurs in the middle range of supersonic speeds.

Keywords: skew plates, boundary conditions, natural oscillation frequencies, complex conjugate eigenvalues, plate flutter.

References

- [1] Bolotin V.V. Non-conservative problems of the theory of elastic stability. M.: Fizmatgiz, 1961. 339 p.
- [2] Ilyushin A.A. The law of plane sections in the aerodynamics of high supersonic speeds // Izvestia of the USSR Academy of Sciences. Applied mathematics and mechanics. 1056. Vol. 20, No. 6, pp.733–755.
- [3] Smirnov A. I. Aeroelastic stability of aircraft. M.: Mashinostroenie, 1980. 231 p.
- [4] Vedeneev V.V. Numerical study of supersonic plate flutter using precise aerodynamic theory // Izvestiya RAS. Mechanics of Liquid and Gas, No. 2, 2009, pp.168–177.
- [5] Vedeneev V.V. Investigation of the single-mode flutter of a rectangular plate in the case of variable self-mode amplification along the plate // News of the Russian Academy of Sciences. Mechanics of liquid and gas. 2010. No.4, pp. 163–174.
- [6] Novichok Yu. N. Flutter of plates and shells // Results of science and technology. Ser. Mechanics of a deformable solid. 1978, vol. 11, pp. 67–122.
- [7] Algazin S. D., Kiiko I.A. Flutter of plates and shells. M.: Nauka, 2006. 247 p.
- [8] Elkins Rush, Wang Gang. Aeroelasticity and Dynamic Analysis of Cracked Composite Wings Using Spectral Finite Element Method // doi:10.2514/6.2014–0677
- [9] Flutter performance of shape memory alloy-embedded 3D woven flexible composite plate under subsonic flow // March 2022 doi: 10.1177/15280837221077043
- [10] Reduced order nonlinear aeroelasticity of swept composite wings using compressible indicial unsteady aerodynamics // doi:10.1016/j.jfluidstructs.2019.102812
- [11] Double-level sequential optimization for strength/aeroelasticity comprehensive design of uncertain composite structures // Structural and Multidisciplinary Optimization (2021) 64:2377–2392 https://doi.org/10.1007/s00158– 021–02989-x
- [12] Effects of Unbalanced Lamination Parameters on the Static Aeroelasticity of a High Aspect Ratio Wing // International Journal of Aerospace Engineering Volume 2021, Article ID 3949078,19 pages https://doi.org/10.1155/2021/3949078
- [13] Sleesongsom S., Kumar S., Bureerat S. Multi-Objective Reliability-Based Partial Topology Optimization of a Composite Aircraft Wing //Symmetry 2023, 15, 305. https://doi.org/10.3390/ syml5020305
- [14] Damage Prediction of Buckled Composite Single Stiffened Panel Subject to Static Compression // July 2023AIAA JournalFollow journal – doi: 10.2514/1.J062656
- [15] Vasiliev V.V. Mechanics of structures made of composite materials. // M.: Mashinostroenie, 1988. 272 p.
- [16] Eisley J.G., Luessen G. (1963). Flutter of Thin Plates under Combined Shear and Normal Edge Forces. AIAA Journal, 1(3), 620–626. doi:10.2514/3.54847

Н.С.Азиков, А.В. Зинин, Ю.В. Гайдаржи

Исследование возникновения флаттера в изотропных и ортотропных пластинах...

- [17] Ketter D. J. (1967). Flutter of flat rectangular orthotropic panels. AIAA Journal, 5(1), 116–124. doi:10.2514/3.3917
- [18] Azikov N. S., Zinin A. V., Gaidarzhi Yu.V., Saifullin I. Sh. Strength under supercritical deformation of oblique composite panels // Problems of mechanical engineering and machine reliability. 2021. No. 5, pp. 62–71.
- [19] Azikov N.S., Zinin A.V. A Destruction Model for an Anisogrid Composite Structure // Journal of Machinery Manufacture and Reliability, 2018, Vol 47, No. 5, pp. 423–429.
- [20] Voevodin V. V., Kuznetsov Yu. A. Matrices and calculations. M.: Nauka, 1984.- 320 p.
- [21] Korn G., Korn T. Handbook of Mathematics. M.: Nauka, 1968. 720 p.
- [22] Madelung E. Mathematical apparatus of physics. M.: Nauka, 1968. 620 p.

Сведения об авторах

Азиков Николай Сергеевич – доктор технических наук, профессор, главный научный сотрудник Института машиноведения им. А. А. Благонравова РАН. Окончил Московский авиационный институт им. С. Орджоникидзе в 1978 году по специальности «прочность летательных аппаратов». Область научных интересов: устойчивость и прочность тонкостенных многослойных композитных конструкций, исследование поведения панелей после потери устойчивости при закритическом деформировании, частотные характеристики плоских и пологих панелей, исследование факторов, влияющих на возникновение флаттера при обтекании пластин в сверхзвуковом потоке газа.

Зинин Александр Владимирович – кандидат технических наук, доцент кафедры сопротивления материалов, динамики и прочности машин Московского авиационного института (национальный исследовательский университет). Окончил Московский авиационно-технологический институт имени К.Э. Циолковского в 1978 году по специальности «самолетостроение», квалификация – инженер-механик. Область научных интересов: прочность, устойчивость и надежность элементов летательных аппаратов; усталость и механика разрушения композиционных материалов; методы оценки несущей способности и долговечности композитных элементов авиакосмических конструкций. Индекс Хирша –10.

Гайдаржи Юрий Васильевич – кандидат технических наук, ведущий инженер ООО Топс Бизнес Интегратор. Окончил Московский авиационный технологический институт им. К.Э. Циолковского в 2009 году по специальности «прикладная механика». Область научных интересов: устойчивость и прочность элементов авиационных конструкций из изотропных и композитных материалов, численные инженерные расчетные методы на основе МКЭ, МКО. УДК 514.752.43, 620.173

ПРОЕКТИРОВАНИЕ, ИЗГОТОВЛЕНИЕ И МЕХАНИЧЕСКИЕ ИСПЫТАНИЯ ЯЧЕИСТЫХ СТРУКТУР НА ОСНОВЕ ТРИЖДЫ ПЕРИОДИЧЕСКОЙ МИНИМАЛЬНОЙ ПОВЕРХНОСТИ

Д.В. Сорокин¹, Е.В. Москвичев²⊠

¹Сибирский государственный университет науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнёва г. Красноярск, Российская Федерация ²Федеральный исследовательский центр информационных и вычислительных технологий г. Красноярск, Российская Федерация

Трижды периодические минимальные поверхности (Triply Periodic Minimal Surfaces) в последние десятилетия привлекают значительный интерес исследователей во многих областях, таких как автомобилестроение, авиа-, ракетостроение, химическая промышленность, медицина, биоматериалы и другие. Ячеистые структуры, полученные из таких поверхностей, обладают широкими возможностями в настройке физикомеханических свойств для создания новых материалов и элементов конструкций. В данной работе авторами рассматриваются основные вопросы моделирования ячеистых стриктур типа Gyroid, Schwarz Primitive, I-WP (І-qraph-wrapped package) и Schwarz Diamond. Для двух выбранных типов ячеистых структур Gyroid и I-WP был исследован диапазон параметров, влияющих на относительную плотность (объемную долю) материала в кубической элементарной ячейке. На основе элементарной ячейки были созданы геометрические модели образцов с периодически повторяющейся структурой для проведения механических испытаний. Образцы были напечатаны на 3D-принтере и испытаны на сжатие до разрушения с фиксацией диаграмм нагружения и перемещений точек образца. Экспериментальные исследования позволили сделать вывод, что механические свойства образцов существенно зависят от относительной плотности (объемной доли) элементарной ячейки рассматриваемого типа. Управление относительной плотностью может быть полезным инструментом для достижения требуемых механических характеристик проектируемых материалов и элементов конструкций с уникальными свойствами.

Ключевые слова: трижды периодические минимальные поверхности, ячейки, ячеистые структуры, 3D-печать, аддитивные технологии, механические испытания.

Введение

Аддитивное производство и прототипирование, в частности 3D-печать, в настоящее время перешли из разряда инновационных в повсеместно применяемые технологии для изготовления сложных элементов конструкций в различных областях промышленности [1]. При этом в последние десятилетия продолжается прогресс и совершенствование оборудования для аддитивного производства и 3D-печати. Разнообразие технологий формирования изделий, точность изготовления, геометрические особенности в виде сложной и индивидуальной формы, соблюдение, повторяемость и контроль технологических параметров и режимов «выращивания» позволяет говорить о широких возможных областях применения аддитивных технологий в автомобилестроении, общем машиностроении, авиа-, ракетостроении, химической промышленности, медицине и других [2–9].

Одной из особенностей изготовления элементов конструкций методом аддитивных технологий является возможность создания изделий со сложной геометрической формой и пространственнораспределенной 3D-архитектурой. Такие геоме-

[🖂] sdv@sibsau.ru

[©] Ассоциация «ТП «НИСС», 2024

Проектирование, изготовление и механические испытания ячеистых структур...

трические формы невозможно получить традиционными субтрактивными методами производства [10]. Сюда можно отнести изготовление изделий, проектируемых с применением алгоритмов топологической оптимизации (рисунок 1) [11] и периодических (непериодических) ячеистых структур (рисунок 2) [12]. поглощения (абсорбации) энергии (ударных нагрузок), ударопрочность, звукопоглощение и теплообменные свойства [15–25]. Развитие аддитивных технологий позволяет использовать данные ячеистые структуры в различных инженерных задачах. Например, при проектировании несущих элементов конструкций с заполнением ячеисты-



a



Рисунок 2. Ячеистые структуры в природе: а – пчелиные соты; б – крылья бабочки; в – человеческая кость; г – морская звезда

Ячеистые структуры широко встречаются в природе и являются источником вдохновения для исследований во многих направлениях (рисунок 2) [13]. Получаемые результаты исследований можно использовать для новых инженерных решений при проектировании в различных областях.

Ячеистые структуры можно рассматривать как потенциальную возможность для замены сплошного объема в элементе конструкции с целью снижения его массы, расхода дорогостоящих материалов при сохранении функциональных и эксплуатационных характеристик (рисунок 3) [14].

Ячеистые структуры обладают определенными уникальными свойствами. К ним можно отнести легкий вес, высокую удельную жесткость и прочность, что очень важно при создании авиационной и космической техники, отличные характеристики ми структурами или создании функциональных композитных материалов с периодическими ячеистыми структурами и настраиваемыми физикомеханическими свойствами [26–31].

Особую роль рассматриваемые ячеистые структуры имеют для аэрокосмической отрасли. Их применение в элементах конструкций космических аппаратов (КА) позволит решать задачи снижения веса при сохранении жесткостных и прочностных показателей, поскольку ячеистые структуры обладают широкими возможностями управления их относительной плотностью. Благодаря особенному характеру деформирования ячеистые структуры могут использоваться при создании функциональных материалов и деталей для поглощения ударных и снижения вибрационных нагрузок, акустического воздействия. Кроме





Рисунок 3. Ячеистые структуры для элементов конструкций

того, перспективным инженерным решением является использование изучаемых ячеистых структур в системах терморегулирования КА (теплообменники, радиаторы) за счет высоких удельных поверхностных характеристик.

В связи с перечисленными особенностями становится интересным применение ячеистых структур на основе трижды периодических минимальных поверхностей (Triply Periodic Minimal Surfaces – TPMS). Для реализации функционального проектирования новых материалов и конструкций с заданными свойствами на основе ТРМЅ необходимо системное понимание особенностей деформирования, механизма и характера разрушения данных ячеистых структур. В основе этого лежит информация о механических свойствах, таких как модуль упругости, предел прочности при растяжении/сжатии и других. Для оценки механических свойств, а также их зависимости от геометрических и технологических параметров необходимы экспериментальные исследования образцов ячеистых структур, изготовленных аддитивным методом [32–33].

В данной статье рассматриваются вопросы геометрического моделирования, изготовления методом 3D-печати и проведения экспериментальных исследований образцов периодических ячеистых структур на основе трижды периодических минимальных поверхностей.

Целью статьи является исследование механических свойств образцов, изготовленных методами фотополимерной 3D-печати для выбранных двух типов ячеек TPMS с различными значениями относительной плотности. Полученные результаты позволят оценить зависимость геометрических и технологических параметров на характер деформирования и прочностные свойства изготовлен- где $i^2 = -1$; $\tau = \tau_a + \tau_b$; θ – угол Бонне; $F(\tau) =$ ных образцов.

1. Геометрическое моделирование TPMS

Минимальная поверхность – это поверхность, для которой средняя кривизна $H = (k_1 + k_2)/2$ равна нулю в каждой точке и, соответственно, $k_1 = -k_2$, где k_1 и k_2 – главные кривизны в двух взаимно ортогональных плоскостях. Минимальные поверхности, такие как катеноид и геликоид, были открыты и описаны в XVIII веке. В XIX веке Герман Шварц описал периодические минимальные поверхности Schwarz's Primitive (далее Primitive) и Schwarz's Diamond (далее Diamond), обладающие кубической симметрией. В 1970 году Alan Hugh Schoen – американский физик, исследователь, сотрудник NASA, описал 12 новых TPMS, основанных на графических схемах кристаллических решёток, таких как Gyroid и I-WP [34]. На рисунке 4 представлены TPMS, рассматриваемые в данной статье.

Трехмерные координаты минимальной поверхности TPMS могут быть определены как вещественные части следующих комплексных интегралов, согласно параметризации Эннепера-Вейерштрасса:

$$x = \operatorname{Re}\left(e^{i\theta}\int_{\omega_{0}}^{\omega}(i-\tau)^{2}F(\tau)d\tau\right),$$
$$y = \operatorname{Re}\left(e^{i\theta}\int_{\omega_{0}}^{\omega}i(i+\tau)^{2}F(\tau)d\tau\right),$$
$$z = \operatorname{Re}\left(e^{i\theta}\int_{\omega_{0}}^{\omega}\tau F(\tau)d\tau\right),$$

 $= (1 - 14\tau^4 + \tau^8)^{-1/2} - функция Вейерштрасса.$



Рисунок 4. Трижды параметрические минимальные поверхности

Из-за сложности вычислений данных комплексных интегралов функции для описания топологий TPMS можно с достаточной точностью аппроксимировать с использованием ряда Фурье [35]. При этом надо понимать, что средняя кривизна H = 0получаемых поверхностей будет достигаться при увеличении количества членов ряда, аппроксимирующих минимальную поверхность TPMS:

$$F(\mathbf{r}) = \sum_{n} \left(A_n(\mathbf{r}) \cos\left(2\pi \mathbf{r} \frac{n}{L} + \theta_n\right) \right),$$

где $A_n(\mathbf{r})$ – амплитуда *n*-ой ячейки; $2\pi \cdot n/L$ – частота и размер элементарной ячейки; θ_n – начальная фаза; \mathbf{r} – радиус-вектор.

Применение ряда Фурье позволяет получить неявную функцию F(x, y, z) = 0 от трех переменных [36]. Данная функция образует поверхность, которая разделяет область элементарной кубической ячейки на два подпространства, лежащие внутри или снаружи поверхности. Рассматриваемые в статье ячейки минимальных поверхностей могут быть описаны в первом порядке аппроксимации следующими уравнениями:

$$F_{G}(x, y, z) = \cos(2\pi X)\sin(2\pi Y) + +\cos(2\pi Y)\sin(2\pi Z) + \cos(2\pi Z)\sin(2\pi X) = 0,$$
(1)

$$F_{P}(x, y, z) = \cos(2\pi X) + \cos(2\pi Y) + \cos(2\pi Z) = 0, (2)$$

$$F_{D}(x, y, z) = \cos(2\pi X)\cos(2\pi Y)\cos(2\pi Z) -$$

$$-\sin(2\pi X)\sin(2\pi Y)\sin(2\pi Z) = 0,$$
(3)

$$F_{IWP}(x, y, z) = 2 \begin{pmatrix} \cos(2\pi X)\cos(2\pi Y) + \\ +\cos(2\pi Y)\cos(2\pi Z) + \\ +\cos(2\pi Z)\cos(2\pi X) \end{pmatrix} - (4) \\ -(\cos(4\pi X) + \cos(4\pi Y) + \cos(4\pi Z)) = 0,$$

$$X = xn_x/L_x, \quad Y = yn_y/L_y, \quad Z = zn_z/L_z,$$

где F_G – ячейка типа Gyroid; F_P – ячейка типа Primitive, F_D – ячейка типа Diamand; F_{IWP} – ячейка типа I-WP; L_x , L_y , L_z – проектируемые размеры ячейки в трех осевых направлениях, n_x , n_y , n_z – количество повторений ячейки вдоль осей координат.

Для создания ячеистых структур применялось программное обеспечение MSLattice Software, разработанное Oraib Al-Ketan из Нью-Йоркского университета Абу-Даби в сотрудничестве с Rashid Abu Al-Rub из Халифского университета науки и технологий [37]. MSLattice позволяет генерировать различные типы ячеек и может сохранять получаемые результаты в файлы формата STL, необходимые для изготовления ячеистых структур с использованием аддитивного производства. Программное обеспечение позволяет пользователю создавать однородные, а также функционально градиентные ячеистые структуры на основании выбранного вида известных ячеек TPMS. Также пользователь может задавать и строить собственные топологии ячеек на основе неявных функций и экспортировать соответствующие результаты в CAD/CAE-системы.

В качестве примера рассмотрим результат построения элементарной ячейки и ячеистой структуры типа Primitive на основе уравнения (2). Непосредственно уравнение $F_P(x, y, z) = 0$ позволяет построить поверхность нулевой толщины (рисунок 5). Однако если добавить в правую часть уравнения параметр t и составить неравенство $t \le F_P(x, y, z) \le t$, то можно построить ячейку в виде оболочки. Аналогично строится ячейка в виде сплошного тела согласно неравенству $F_P(x, y, z) \le t$. Таким образом, параметр t в сочетании с уравнениями (1)-(4) отвечает за объемную долю материала в ячейке.



Рисунок 5. Ячейка типа Primitive в виде поверхности, оболочки и тела



На рисунке 6 представлена ячейка размерами $L_x = L_y = L_z = 5$ мм, а также ячеистая структура, построенная на основе данной ячейки с количеством повторений ячеек $n_x = n_y = n_z = 4$. Таким образом, размеры ячеистой структуры составили $20 \times 20 \times 20$ мм. Относительная плотность ячеистой структуры определяется как отношение объема материала в ячейке V к объему габарита ячейки:

$$\rho = \frac{V}{L_x L_y L_z} \times 100\%,$$

174

где V – объем, ограниченный поверхностью TPMS и границами ячейки при $|x| \le L_x/2$, $|y| \le L_y/2$, $|z| \le L_z/2$.

Относительная плотность структуры на рисунке 6 составила 28,55 %. В таблице 1 представлены примеры ячеек, созданных на основе уравнений (1)-(4). Данные топологии элементарной ячейки могут служить для создания как периодических ячеистых структур с заданными размерами, так и пористой структуры различных конструктивных элементов.

2. Создание образцов TPMS типа Gyroid и I-WP

На основе вышеизложенных подходов были заданы уравнения и параметры для моделирования экспериментальных образцов ячеистых структур типа Gyroid и I-WP. Образцы имели квадратное поперечное сечение размером 40х40 мм и высоту 60 мм соразмерно оснастке испытательной машины.



Рисунок 6. Элементарная ячейка типа Primitive и периодическая ячеистая структура

1 1				
	Форма ячейки			
Гип яченки	Поверхность	Оболочка	Тело	
Gyroid	t = 0	$t = \pm 0.25$	t = 0,25	
Primitive	$ \begin{array}{c} \begin{array}{c} \begin{array}{c} \begin{array}{c} \begin{array}{c} \end{array} \\ \end{array} \\ \end{array} \\ \end{array} \\ \begin{array}{c} \end{array} \\ \end{array} \\ \end{array} \\ \end{array} \\ \end{array} \\ \begin{array}{c} \end{array} \\ \end{array} \\$	$t = \pm 0,2$	r = 0,2	

Примеры ячеек

Таблица 1

Проектирование, изготовление и механические испытания ячеистых структур...

Tun guoŭigu	Форма ячейки			
тип ячеики	Поверхность	Оболочка	Тело	
I-WP	t = 0	$t = \pm 0.75$	t = 0.75	
Diamond	t = 0	$t = \pm 0.25$	t = 0,25	

Окончание таблицы 1

175

Для создания ячеистых структур в виде оболочки типа Gyroid на основе уравнения (1) были выбраны размеры элементарной ячейки $L_x = L_y = L_z = 10$ мм и различные значения параметра $t = \{0,55; 0,65; 0,75; 0,85\}$. Количество повторений элементарных ячеек в соответствующих направлениях по осям было равно: $n_x = n_y = 4$, $n_z = 6$. Полученные 3D-модели ячеистых структур типа Gyroid с заданными параметрами представлены в таблице 2.

Для создания ячеистых структур в виде оболочки типа I-WP на основе уравнения (4) были выбраны размеры элементарной ячейки $L_x = L_y = L_z = 10$ мм и различные значения параметра $t = \{1,6; 1,8; 2,0\}$. Количество повторений элементарных ячеек в соответствующих направ-

лениях по осям было равно: $n_x = n_y = 4$, $n_z = 6$. Полученные 3D-модели ячеистых структур типа I-WP с заданными параметрами представлены в таблице 3.

Трехмерные модели, сгенерированные в MSLattice, сохранялись в файлы с формата STL и экспортировались в CAD-систему трехмерного моделирования. Для исключения краевого эффекта при механических испытаниях к моделям образцов были добавлены сверху и снизу сплошные площадки толщиной 4 мм, после чего данные модели были переданы в препроцессор для подготовки к 3D-печати.

Образцы были изготовлены по технологии трехмерной фотополимерной печати из смолы Anycubic ABS-Like Resin Pro 2 на 3D-принтере

T	аб.	ЛИ	ца	2

Образец	GYR 55	GYR 65	GYR 75	GYR 85
Параметр t	0,55	0,65	0,75	0,85
Относительная плот- ность,%	34,67	41,77	48,84	55,96
Толщина стенки, мм	1,194–1,292	1,51–1,61	1,999–1,92	2,027–2,143
3D-модель				

3D-модели образцов типа Gyroid



3D-модели образцов типа I-WP

Таблица 3

Образец	IWP16	IWP18	IWP20
Параметр t	1,6	1,8	2,0
Относительная плотность, %	42,27	48,54	55,04
Толщина стенки, мм	1,03–1,6	1,22–1,825	1,46–2,09
3D-модель			

модели Anycubic Photon Mono Pro 4К. Толщина слоя печати составляла 50 мкм, время отверждения слоя – 2,5 с.

3. Механические испытания образцов материала

В проводимом авторами исследовании одной из перспективных задач является создание численных конечно-элементных моделей деформирования рассматриваемых ячеистых структур. Для корректного сравнения испытаний с численными расчетами необходимо иметь достоверные данные о механических свойствах материала, из которых изготовлены образцы. Поэтому для определения характеристик механических свойств материала ячеистых структур были проведены испытания стандартных образцов на растяжение и сжатие, выполненных из применяемой смолы Anycubic ABS-Like Resin Pro 2. Испытания выполнялись на основе методик, представленных в ГОСТ 11262-2017 «Пластмассы. Метод испытания на растяжение», ГОСТ 4651-2014 «Пластмассы. Метод испытания на сжатие», ASTM D 638 «Standard Test Method for Tensile Properties of Plastics» и ASTM D 695 «Standard Test Method for Compressive Properties of Rigid Plastics».

Чтобы обеспечить сходство механических свойств стандартных образцов, параметры печати устанавливались такими же, как и для печати образцов ячеистых структур. При печати образцы были сориентированы вертикально, т.е. перпендикулярно платформе 3D-принтера, вдоль направления ее движения. Плоские образцы на растяжение имели форму лопатки в захватной части (рисунок 7а). Образцы на сжатие имели форму цилиндра и изготавливались в двух вариантах: длинный – для определения модуля упругости (рисунок 7б), короткий – для определения предела прочности (рисунок 7в).

Испытания проводились Инженерно-В испытательном центре ФИЦ ИВТ на универсальной испытательной машине Tinius Olsen 100ST. Для испытаний на растяжение применялись клиновидные захваты (рисунок 8а), а для испытаний на сжатие – плоские пуансоны (рисунок 8б). Продольные деформации измерялись с помощью бесконтактного видеоэкстензометра по соответствующим меткам, которые наносились на рабочую часть образцов (рисунок 8в). Для измерения коэффициента Пуассона при растяжении на плоские образцы наклеивалось по два тензорезистора под углом 90°, по которым определялось отношение поперечных деформаций к продольным (рисунок 8г).



Рисунок 7. Образцы для испытаний: а – на растяжение; б, в – на сжатие

Проектирование, изготовление и механические испытания ячеистых структур...



Рисунок 8. Испытательная оснастка: а – захваты на растяжение; б – пуансоны на сжатие; в – метки для измерения деформаций; г – тензорезисторы

Испытания на растяжение и сжатие проводились со скоростью движения траверсы 1 мм/мин. В ходе испытаний фиксировались диаграммы «нагрузка – перемещение», «напряжение – продольная деформация», а также «поперечная – продольная деформация» для образцов на растяжение. Всего было испытано 3 образца на растяжение и 2 образца на сжатие различной длины. Диаграммы деформирования, полученные в результате испытаний, представлены на рисунках 9 и 10.

Как видно из рисунка 9, диаграмма деформирования образца 1 существенно отличается от остальных образцов и имеет продолжительную стадию текучести. Данный эффект может объясняться неполной полимеризацией материала образца под действием ультрафиолета при 3D-печати. Таким образом, технологические параметры изготовления стандартных образцов и образцов ячеистых структур требуют тщательного контроля, чтобы обеспечить минимальный статистический разброс механических свойств материала.

Диаграммы деформирования при сжатии короткого и длинного образцов также отличаются. Короткий образец продемонстрировал эластичный характер деформирования, свойственный резинам. При достижении деформации более 25 % испытание было остановлено. Длинный образец в процессе испытаний потерял устойчивость при деформации 7,8 %, в связи с этим испытание также было остановлено.

По диаграммам деформирования были рассчитаны усредненные характеристики механических свойств исследованного материала, которые представлены в таблице 4.

4. Механические испытания образцов ячеистых структур

Как было сказано ранее, для механических испытаний были изготовлены образцы ячеистых структур на основе примитивов двух типов – Gyroid и I-WP (рисунок 11). Полученные образцы с ячеистой структурой имели квадратное сечение шириной 40 мм и высотой 60 мм. На торцах располагались плоские площадки толщиной 4 мм для равномерного распределения нагрузки. Таким



Рисунок 9. Диаграммы деформирования образцов на растяжение







Таблица 4

Характеристики механических свойств материала Anycubic ABS-Like Resin Pro 2

Характеристика	Значение
Модуль упругости при растяжении, МПа	1943
Предел прочности при растяжении, МПа	41,97
Коэффициент Пуассона при растяжении	0,433
Модуль упругости при сжатии, МПа	2068
Предел прочности при сжатии, МПа	64,33



Рисунок 11. Образцы ячеистых структур

образом, суммарная высота образцов составляла 68 мм. Для каждого типа структуры, согласно таблицам 2 и 3, варьировался параметр *t*, определяющий толщину стенки примитива.

Образцы испытывались на сжатие на универсальной испытательной машине Tinius Olsen 100ST при помощи плоских пуансонов (рисунок 12а). Скорость нагружения составляла 3 мм/мин. В ходе испытаний фиксировались нагрузка и перемещение траверсы, а также посредством видеоэкстензометра перемещения четырех точек, расположенных вертикально в ячейках по центру образца (рисунок 12б).

Полученные диаграммы нагружения образцов ячеистых структур I-WP имеют два выраженных участка с различным характером возрастания нагрузки (рисунок 13а). Первый участок в диапазоне перемещений от 0 до 2,5 мм близок к линейному, характеризуется большей жесткостью и соответствует упругому деформированию образца. На втором участке с меньшей жесткостью значительнее проявляются эффекты пластического деформирования материала. При дальнейшем увеличении нагрузки на характер деформирования начинают влиять эффекты контактного взаимодействия ячеек структуры и локального разрушения. Это, соответственно, проявляется в виде областей роста и падения нагрузки. Также из диаграмм следует,



а б Рисунок 12. Испытания ячеистой структуры: а – испытательная машина; б – образец с метками

что с увеличением параметра *t* жесткость образцов увеличивается на всех стадиях деформирования. Диаграммы перемещения меток на образцах I-WP аналогично имеют две выраженные стадии. На рисунке 136 представлены диаграммы для образца IWP16. Аналогичный характер перемещения меток наблюдался на образцах IWP18 и IWP20.

Диаграммы нагружения и перемещения меток для образцов ячеистых структур типа Gyroid имеют схожий характер по сравнению со структурой типа I-WP (рисунок 14). Увеличение параметра t, стадии деформирования соответствуют началу определяющего толщину стенки примитива, ведет к увеличению жесткости образца. Снижение нагрузки и ее незначительный подъем на конечной

разрушения и сдавливанию ячеек. Данные эффекты можно визуально проследить на кадрах видеосъемки, представленных на рисунке 15.



Рисунок 13. Диаграммы нагружения образцов ячеистых структур I-WP: а – при различных значениях *t*; б – перемещения меток образца IWP16



Рисунок 14. Диаграммы нагружения образцов ячеистых структур Gyroid: а – при различных значениях t; б – перемещения меток образца GYR 55



Рисунок 15. Характерные этапы деформирования образцов ячеистых структур



Заключение

С учетом изученного опыта предыдущих исследований авторами были смоделированы и изготовлены ячеистые структуры на основе TPMS типа Gyroid и I-WP. Для этого применялось открытое программное обеспечение MSLattice и технология фотополимерной 3D-печати. Изготовленные образцы позволили провести апробацию широко применяемого экспериментального подхода по изучению жесткости и прочности ячеистых структур. Полученные в результате механических испытаний данные свидетельствуют о нелинейном характере деформирования образцов ячеистых структур. Данная нелинейность обусловлена

пластичностью материала, разрушением ячеек и их контактным взаимодействием при сжатии. Относительная плотность ячеистой структуры, определяемая параметром *t*, прямо влияет на жесткость образца. Характер данного влияния целесообразно изучить в сравнении с численным моделированием, которое является перспективным продолжением данных исследований.

Благодарности

Работа выполнена в рамках государственного задания Минобрнауки России для Федерального исследовательского центра информационных и вычислительных технологий.

Список литературы

- [1] Чжоу С., Жэнь Л., Сун З., Ли Г., Чжан Дж., Ли Б., Ву Ц., Ли В., Жэнь Л., Лю Ц. Достижения в области 3D/4D-печати механических метаматериалов: от производства к применению // Композиты Часть Б: Инженерия. 2023. № 254. DOI 10.1016/j.compositesb.2023.110585
- [2] Миао Х., Ху Дж., Ху Ю., Су Дж., Джинг Ю. Обзор механических свойств ячеистых структур из металла // Композитные конструкции. 2024. № 342. DOI 10.1016/j.compstruct.2024.118267
- [3] У Ю., Фан Дж., Ву К., Ли К., Сунь Г., Ли Ц. Материалы и конструкции, изготовленные аддитивным способом: современный обзор их механических характеристик и поглощения энергии // Международный журнал механических наук. 2023. № 246. DOI 10.1016/j.ijmecsci.2023.108102
- [4] Вьявахаре С., Махеш В., Махеш В., Харурсампат Д. Метабиоматериалы, полученные аддитивным способом: современный обзор // Композитные конструкции. 2023. № 305. DOI 10.1016/j.compstruct.2022.116491
- [5] Ли З., Чен З., Чен С., Чжао Р. Проектирование и оценка 3D-печатных каркасов на основе TPMS для создания костной ткани: обеспечение механических свойств и свойств массообмена // Композитные конструкции. 2024. № 327. DOI 10.1016/j.compstruct.2023.117638
- [6] Се Х., Чен Дж., Лю Ф., Ван Р., Тан Ю., Ван Ю., Луо Т., Чжан К., Цао Дж. Композиты взаимопроникающей фазы Ti-PEEK с минимальной поверхностью для улучшения свойств ортопедических имплантатов // Композитные конструкции. 2024. № 327. DOI 10.1016/j.compstruct.2023.117638
- [7] Форуги А. Х., Лю Д., Разави М. Одновременная оптимизация жесткости, проницаемости и площади поверхности металлических костных каркасов // Международный журнал инженерных наук. 2023. № 193. DOI 10.1016/j.ijengsci.2023.103961
- [8] Ли Ц., Ган В., Ху Л., Лю С., Мао К., Ху Х., Ли Д. Сферические пористые структуры для осевого сжатия // Международный журнал механических наук. 2024. № 261. DOI 10.1016/j.ijmecsci.2023.108681
- [9] Маконачи Т., Лири М., Лозановски Б., Чжан К., Цянь М., Фарук О., Брандт М. Сетчатые структуры SLM: свойства, характеристики, приложения и проблемы // Материалы и дизайн. 2019. № 183. DOI 10.1016/j. matdes.2019.108137
- [10] Томпсон М. К., Морони Г., Ванекер Т., Фадель Г., Кэмпбел Р.И., Гибсон И., Бернард А., Шульц Дж., Граф П., Ахуджа Б., Мартина Ф. Проектирование для аддитивного производства: тенденции, возможности, соображения и ограничения // Анналы CIRP. 2016. № 65. С. 737–760. DOI 10.1016/j.cirp.2016.05.004
- [11] Сорокин Д. В., Бабкина Л. А., Бразговка О. В. Проектирование элементов конструкций различного назначения на основе топологической оптимизации // Космические аппараты и технологии. 2022. Т. 6. № 2. С. 61–82. DOI 10.26732/j.st.2022.2.01
- [12] Чжан Ю., Ван Дж., Ван К., Цзэн Ю., Чен Т. Устойчивость бионических фрактальных иерархических структур // Материалы и дизайн. 2018. № 158. С. 147–159. DOI 10.1016/j.matdes.2018.08.028
- [13] Чжоу Дж., Лю Х., Дир Дж. П., Фальзон Б.Г., Казанчи З. Сравнение различных условий квазистатического нагружения аддитивно изготовленных композитных гексагональных и ауксетических ячеистых структур // Международный журнал механических наук. 2023. № 244. DOI 10.1016/j.ijmecsci.2022.108054
- [14] Пак К-М., Мин К-С., Ро Ю-С. Оптимизация проектирования сетчатых структур при сжатии: исследование типов и расположения ячеек // Материалы. 2022. Т. 15. № 97. DOI 10.3390/ma15010097
- [15] Тунай М. Изгибное поведение сэндвич-структур, напечатанных на 3D-принтере с различной геометрией сердцевины и продолжительностью термического старения // Тонкостенные конструкции. 2024. № 194. DOI 10.1016/j.tws.2023.111329

Проектирование, изготовление и механические испытания ячеистых структур...

- [16] Цуй З., Чжао Дж., Сюй Р., Дин Ю., Сунь З. Механическая конструкция и характеристики поглощения энергии новых пластинчато-стержневых гибридных сетчатых структур // Тонкостенные конструкции. 2024. № 194. DOI 10.1016/j.tws.2023.111349
- [17] Саремян Р., Бадроссамай М., Фороозмер Э., Кадходаи М., Форооги Ф. Экспериментальные и численные исследования сетчатых структур, изготовленных методом селективного лазерного плавления при квазистатических и динамических нагрузках // Международный журнал передовых производственных технологий. 2021. № 112. С. 2815–2836. DOI 10.1007/s00170–020–06112–0
- [18] Инь Х., Чжан В., Чжу Л., Мэн Ф., Лю Дж., Вэнь Г. Обзор сетчатых структур по свойствам поглощения энергии // Композитные конструкции. 2023. Т. 1. № 304. DOI 10.1016/j.compstruct.2022.116397
- [19] Ван З., Цао С., Ян Х., Ду С., Ма Б., Чжэн Ц., Ван З., Ли Ю. Материалы на основе трехмерных ферменных решеток, изготовленные методом аддитивного производства для улучшения механических характеристик и управляемой анизотропии: моделирование и эксперименты // Тонкостенные конструкции. 2023. № 183. DOI 10.1016/j.tws.2022.110439
- [20] Цзэн К., Ван В., Б. К. Х., Ма С. Легкая бортовая конструкция отражающего зеркала с заполнением из TPMS для низкой термической деформации // Композитные конструкции. 2024. № 327. DOI 10.1016/j. compstruct.2023.117665
- [21] Чжан К., Цяо Х., Ян Л., Оуян В., Хэ Т., Лю Б., Чен С., Ван Н., Ян К. Вибрационные характеристики сетчатых ТРМS структур IWP-типа, изготовленных аддитивным способом // Композитные конструкции. 2024. № 327. DOI 10.1016/j.compstruct.2023.117642
- [22] Лю С., Ван Ю., Лю С., Жэнь Ю., Цзян Х. Синергетический механизм управления для повышения поглощения энергии сетчатыми структурами, напечатанными на 3D-принтере // Международный журнал механических наук. 2024. № 262. DOI 10.1016/j.ijmecsci.2023.108711
- [23] Чжан Ц., Сунь Ю. Новые конструкции из метаматериалов с отрицательным тепловым расширением и управляемыми механическими свойствами // Международный журнал механических наук. 2024. № 261. DOI 10.1016/j.ijmecsci.2023.108692
- [24] Куреши З. А., Аль-Омари С. А. Б., Эльнаджар Э., Аль-Кетан О., Аль-Руб Р. А. О влиянии пористости и функциональная оценка сетчатых структур на основе тройной периодической минимальной поверхности (TPMS), изготовленных методом 3D-печати со встроенным материалом с фазовым переходом // Международный журнал тепломассообмена. 2022. № 183. DOI 10.1016/j.ijheatmasstransfer.2021.122111
- [25] Куреши З. А., Аль-Омари С. А. Б., Эльнаджар Э., Аль-Кетан О., Аль-Руб Р. А. Вдохновленные природой тройные периодические минимальные поверхностные структуры в виде оболочек и тел для улучшения фазового перехода материала с низкой теплопроводностью для хранения скрытой тепловой энергии // Международный журнал тепломассообмена. 2022. № 173. DOI 10.1016/j.ijthermalsci.2021.107361
- [26] Ху Б., Ван З., Ду К., Цзоу В., Ву В., Тан Дж., Ай Дж., Чжоу Х., Чен Р., Шан Б. Многокритериальная байесовская оптимизация для ускоренного проектирования структур TPMS // Международный журнал механических наук. 2023. № 244. DOI 10.1016/j.ijmecsci.2022.108085
- [27] Ван М., Ху Д., Чжан Х., Пи Б., Е Х. Исследование ударопрочности трубчатых сетчатых конструкций на основе тройных периодических минимальных поверхностей при квазистатическом осевом разрушении // Композитные конструкции. 2024. № 327. DOI 10.1016/j.compstruct.2023.117703
- [28] Ченг Л., Бай Дж., То А. К. Оптимизация топологии функционально-градиентной сетчатой структуры для проектирования компонентов аддитивным методом с ограничениями по напряжениям // Компьютерные методы в прикладной механике и технике. 2019. № 344. С. 334–359. DOI 10.1016/j.cma.2018.10.010
- [29] Чен З., Се Ю. М., Ву С., Ван З., Ли Ц., Чжоу С. О гибридных ячеистых материалах на основе тройных периодических минимальных поверхностей с экстремальными механическими свойствами // Материалы и дизайн. 2019. № 183. DOI 10.1016/j.matdes.2019.108109
- [30] Чжао М., Чжан Д.З., Лю Ф., Ли З., Ма З., Жэнь З. Механические характеристики и характеристики поглощения энергии аддитивно изготовленных функционально-градиентных листовых сетчатых конструкций с минимальными поверхностями // Международный журнал механических наук. 2020. № 167. DOI 10.1016/j. ijmecsci.2019.105262
- [31] Новак Н., Аль-Кетан О., Боровиншек М., Крстулович-Опара Л., Роушан Р., Весеньяк М., Рен З. Разработка новых гибридных ячеистых сетчатых структур TPMS и их механические характеристики // Журнал исследований материалов и технологий. 2021. № 15. С. 1318–1329. DOI 10.1016/j.jmrt.2021.08.092
- [32] Аль-Кетан О., Пеланкони М., Ортона А., Аль-Руб Р.К.А. Аддитивное производство каталитических керамических подложек специального назначения на основе тройных периодических минимальных поверхностей // Журнал Американского керамического общества. 2019. № 102. С. 6176–6193. DOI 10.1111/jace.16474
- [33] Аль-Кетан О., Ли Д., Роушан Р., Аль-Руб Р.К.А. Функционально-градиентные листовые TPMS решетки с мультиморфологией: проектирование, производство и механические свойства // Журнал механического поведения биомедицинских материалов. 2020. № 102. DOI 10.1016/j.jmbbm.2019.103520



- [34] Трижды периодические минимальные поверхности (TPMS) // Геометрия Алана Шона URL: https://schoengeometry.com/e-tpms.html (дата обращения: 16.07.2024).
- [35] Вольгемут М., Юфа Н., Хоффман Дж., Томас Э. Л. Морфология по симметрии трижды периодических двояко непрерывных кубических микродоменов // Макромолекулы. 2001. № 34 (17). С. 6083–6089. DOI 10.1021/ ma0019499
- [36] Фон Шнеринг Х.Г., Неспер Р. Узловые поверхности рядов Фурье: фундаментальные инварианты структурированной материи // Журнал физики Б. Конденсированное вещество. 1991. № 83. С. 407–412. DOI 10.1007/ bf01313411
- [37] Аль-Кетан О., Аль-Руб Р.К.А. MSLattice: бесплатное программное обеспечение для создания однородных и градиентных сеток на основе трижды периодических минимальных поверхностей // Дизайн материалов и обработка коммуникаций. 2021. № 3 (6). DOI 10.1002/mdp2.205

182

DESIGNING, MANUFACTURING AND MECHANICAL TESTS OF LATTICE STRUCTURES BASED ON TRIPLY PERIODIC MINIMAL SURFACE

D. V. Sorokin¹, E. V. Moskvichev²

¹Reshetnev Siberian State University of Science and Technology Krasnoyarsk, The Russian Federation ²Federal Research Center for Information and Computational Technologies Krasnoyarsk, The Russian Federation

In recent decades Triply Periodic Minimal Surfaces have attracted significant research interest in many fields, such as automotive, aerospace, chemical industry, medicine, biomaterials and others. Cellular structures obtained from such surfaces have broad capabilities in tuning physical and mechanical properties to create new materials and structural elements. In this work, the authors examine the main issues of modeling cellular structures such as Gyroid, Schwarz Primitive, I-WP (I-graph-wrapped package) and Schwarz Diamond. For two selected types of cellular structures, Gyroid and I-WP, the range of parameters affecting the relative density (volume fraction) of the material in a cubic unit cell was investigated. Based on the unit cell, geometric models of specimens with a periodically repeating structure were created for mechanical testing. The specimens were manufactured on a 3D printer and tested for compression until failure while recording load diagrams and displacements of specimens points. Experimental studies led to the conclusion that the mechanical properties of the specimens significantly depend on the relative density (volume fraction) of the unit cell. Controlling the relative density can be useful for achieving the required mechanical properties of designed materials and structural elements with unique properties.

Keywords: triply periodic minimal surfaces, cells, lattice structures, 3D printing, additive technologies, mechanical tests.

References

- [1] Zhou X., Ren L., Song Z., Li G., Zhang J., Li B., Wu Q., Li W., Ren L., Liu Q. Advances in 3D/4D printing of mechanical metamaterials: From manufacturing to applications // Composites Part B: Engineering, 2023, vol. 254. DOI 10.1016/j.compositesb.2023.110585
- [2] Miao X., Hu J., Xu Y., Su J., Jing Y. Review on mechanical properties of metal lattice structures // Composite Structures, 2024, vol. 342. DOI 10.1016/j.compstruct.2024.118267

- [3] Wu Y., Fang J., Wu C., Li C., Sun G., Li Q. Additively manufactured materials and structures: A state-of-the-art review on their mechanical characteristics and energy absorption // International Journal of Mechanical Sciences, 2023, vol. 246. DOI 10.1016/j.ijmecsci.2023.108102
- [4] Vyavahare S., Mahesh V., Mahesh V., Harursampath D. Additively manufactured meta-biomaterials: A state-of-theart review // Composite Structures, 2023, vol. 305. DOI 10.1016/j.compstruct.2022.116491
- [5] Li Z., Chen Z., Chen X., Zhao R. Design and evaluation of TPMS-inspired 3D-printed scaffolds for bone tissue engineering: Enabling tailored mechanical and mass transport properties // Composite Structures, 2024, vol. 327. DOI 10.1016/j.compstruct.2023.117638
- [6] Xie H., Chen J., Liu F., Wang R., Tang Y., Wang Y., Luo T., Zhang K., Cao J. Ti-PEEK interpenetrating phase composites with minimal surface for property enhancement of orthopedic implants // Composite Structures, 2024, vol. 327. DOI 10.1016/j.compstruct.2023.117638
- [7] Foroughi A. H., Liu D., Razavi M. Simultaneous optimization of stiffness, permeability, and surface area in metallic bone scaffolds // International Journal of Engineering Science, 2023, vol. 193. DOI 10.1016/j.ijengsci.2023.103961
- [8] Li Q., Gan W., Hu L., Liu X., Mao C., Hu H., Li D. Spherical porous structures for axial compression // International Journal of Mechanical Sciences, 2024, vol. 261. DOI 10.1016/j.ijmecsci.2023.108681
- [9] Maconachie T., Leary M., Lozanovski B., Zhang X., Qian M., Faruque O., Brandt M. SLM lattice structures: Properties, performance, applications and challenges // Materials & Design, 2019, vol. 183. DOI 10.1016/j.matdes.2019.108137
- [10] Thompson M. K., Moroni G., Vaneker T., Fadel G., Campbel R. I., Gibson I., Bernard A., Schulz J., Graf P., Ahuja B., Martina F. Design for Additive Manufacturing: Trends, opportunities, considerations, and constraints // CIRP Annals, 2016, vol. 65, pp. 737–760. DOI 10.1016/j.cirp.2016.05.004
- [11] Sorokin D. V., Babkina L.A., Brazgovka O.V. Designing various-purpose subassemblies based on topological optimization // Spacecrafts & Technologies, 2022, vol. 6, no. 2, pp. 61–82. DOI 10.26732/j.st.2022.2.01 (in Russian)
- [12] Zhang Y., Wang J., Wang C., Zeng Y., Chen T. Crashworthiness of bionic fractal hierarchical structures // Materials & Design, 2018, vol. 158, pp. 147–159. DOI 10.1016/j.matdes.2018.08.028
- [13] Zhou J., Liu H., Dear J.P., Falzon B.G., Kazancı Z. Comparison of different quasi-static loading conditions of additively manufactured composite hexagonal and auxetic cellular structures // International Journal of Mechanical Sciences, 2023, vol. 244. DOI 10.1016/j.ijmecsci.2022.108054
- [14] Park K-M., Min K-S., Roh Y-S. Design Optimization of Lattice Structures under Compression: Study of Unit Cell Types and Cell Arrangements // Materials, 2022, vol. 15, no. 97. DOI 10.3390/ma15010097
- [15] Tunay M. Bending behavior of 3D printed sandwich structures with different core geometries and thermal aging durations // Thin–Walled Structures, 2024, vol. 194. DOI 10.1016/j.tws.2023.111329
- [16] Cui Z., Zhao J., Xu R., Ding Y., Sun Z. Mechanical design and energy absorption performances of novel plate-rod hybrid lattice structures // Thin–Walled Structures, 2024, vol. 194. DOI 10.1016/j.tws.2023.111349
- [17] Saremian R., Badrossamay M., Foroozmehr E., Kadkhodaei M., Forooghi F. Experimental and numerical investigation on lattice structures fabricated by selective laser melting process under quasi-static and dynamic loadings // The International Journal of Advanced Manufacturing Technology, 2021, vol. 112, pp. 2815–2836. DOI 10.1007/s00170–020–06112–0
- [18] Yin H., Zhang W., Zhu L., Meng F., Liu J., Wen G. Review on lattice structures for energy absorption properties // Composite Structures, 2023, vol. 1, no. 304. DOI 10.1016/j.compstruct.2022.116397
- [19] Wang Z., Cao X., Yang H., Du X., Ma B., Zheng Q., Wan Z., Li Y. Additively-manufactured 3D truss-lattice materials for enhanced mechanical performance and tunable anisotropy: Simulations & experiments // Thin-Walled Structures, 2023, vol. 183. DOI 10.1016/j.tws.2022.110439
- [20] Zeng C., Wang W., b K. H., Ma S. Lightweight airborne TPMS-filled reflective mirror design for low thermal deformation // Composite Structures, 2024, vol. 327. DOI 10.1016/j.compstruct.2023.117665
- [21] Zhang C., Qiao H., Yang L., Ouyang W., He T., Liu B., Chen X., Wang N., Yan C. Vibration characteristics of additive manufactured IWP-type TPMS lattice structures // Composite Structures, 2024, vol. 327. DOI 10.1016/j. compstruct.2023.117642
- [22] Liu X., Wang Y., Liu X., Ren Y., Jiang H. Synergetic control mechanism for enhancing energy-absorption of 3D-printed lattice structures // International Journal of Mechanical Sciences, 2024, vol. 262. DOI 10.1016/j. ijmecsci.2023.108711
- [23] Zhang Q., Sun Y. Novel metamaterial structures with negative thermal expansion and tunable mechanical properties // International Journal of Mechanical Sciences, 2024, vol. 261. DOI 10.1016/j.ijmecsci.2023.108692
- [24] Qureshi Z.A., Al-Omari S. A. B., Elnajjar E., Al-Ketan O., Al-Rub R.A. On the effect of porosity and functional grading of 3D printable triply periodic minimal surface (TPMS) based architected lattices embedded with a phase change material // International Journal of Heat and Mass Transfer, 2022, vol. 183. DOI 10.1016/j. ijheatmasstransfer.2021.122111
- [25] Qureshi Z.A., Al-Omari S. A. B., Elnajjar E., Al-Ketan O., Al-Rub R.A. Nature-inspired triply periodic minimal surface-based structures in sheet and solid configurations for performance enhancement of a low-thermal-conductivity



phase-change material for latent-heat thermal-energy-storage applications // International Journal of Heat and Mass Transfer, 2022, vol. 173. DOI 10.1016/j.ijthermalsci.2021.107361

- [26] Hu B., Wang Z., Du C., Zou W., Wu W., Tang J., Ai J., Zhou H., Chen R., Shan B. Multi-objective Bayesian optimization accelerated design of TPMS structures // International Journal of Mechanical Sciences, 2023, vol. 244. DOI 10.1016/j.ijmecsci.2022.108085
- [27] Wan M., Hu D., Zhang H., Pi B., Ye X. Crashworthiness study of tubular lattice structures based on triply periodic minimal surfaces under quasi-static axial crushing // Composite Structures, 2024, vol. 327. DOI 10.1016/j. compstruct.2023.117703
- [28] Cheng L., Bai J., To A.C. Functionally graded lattice structure topology optimization for the design of additive manufactured components with stress constraints // Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, 2019, vol. 344, pp. 334–359. DOI 10.1016/j.cma.2018.10.010
- [29] Chen Z., Xie Y. M., Wu X., Wang Z., Li Q., Zhou S. On hybrid cellular materials based on triply periodic minimal surfaces with extreme mechanical properties//Materials & Design, 2019, vol. 183. DOI 10.1016/j.matdes.2019.108109
- [30] Zhao M., Zhang D.Z., Liu F., Li Z., Ma Z., Ren Z. Mechanical and energy absorption characteristics of additively manufactured functionally graded sheet lattice structures with minimal surfaces // International Journal of Mechanical Sciences, 2020, vol. 167. DOI 10.1016/j.ijmecsci.2019.105262
- [31] Novak N., Al-Ketan O., Borovinšek M., Krstulović-Opara L., Rowshan R., Vesenjak M., Ren Z. Development of novel hybrid TPMS cellular lattices and their mechanical characterisation // Journal of Materials Research and Technology, 2021, vol. 15, pp. 1318–1329. DOI 10.1016/j.jmrt.2021.08.092
- [32] Al-Ketan O., Pelanconi M., Ortona A., Al-Rub R.K.A. Additive manufacturing of architected catalytic ceramic substrates based on triply periodic minimal surfaces // Journal of the American Ceramic Society, 2019, vol. 102, pp. 6176–6193. DOI 10.1111/jace.16474
- [33] Al-Ketan O., Lee D., Rowshan R., Al-Rub R. K.A. Functionally graded and multi-morphology sheet TPMS lattices: Design, manufacturing, and mechanical properties // Journal of the Mechanical Behavior of Biomedical Materials, 2020, vol. 102. DOI 10.1016/j.jmbbm.2019.103520
- [34] Triply-periodic minimal surfaces (TPMS) // Alan Schoen geometry URL: https://schoengeometry.com/e-tpms.html (accessed: 16.07.2024).
- [35] Wohlgemuth M., Yufa N., Hoffman J., Thomas E. L. Triply Periodic Bicontinuous Cubic Microdomain Morphologies by Symmetries // Macromolecules, 2001, vol. 34 (17), pp. 6083–6089. DOI 10.1021/ma0019499
- [36] Von Schnering H.G., Nesper R. Nodal surfaces of Fourier series: Fundamental invariants of structured matter // Zeitschrift f
 ür Physik B Condensed Matter, 1991, vol. 83, pp. 407–412. DOI 10.1007/bf01313411
- [37] Al-Ketan O., Al-Rub R. K. A. MSLattice: A free software for generating uniform and graded lattices based on triply periodic minimal surfaces // Material Design & Processing Communications, 2021, vol. 3 (6). DOI 10.1002/ mdp2.205

Сведения об авторах

Сорокин Дмитрий Владимирович – кандидат технических наук, доцент, заведующий кафедрой инженерной графики Сибирского государственного университета науки и технологий имени академика М.Ф. Решетнёва. Окончил Завод-ВТУЗ Красноярского политехнического института в 1988 году. Область научных интересов: геометрическое моделирование кривых и поверхностей, компьютерная графика, CAD/CAE-системы.

Москвичев Егор Владимирович – кандидат технических наук, старший научный сотрудник Красноярского филиала, руководитель Инженерно-испытательного центра Федерального исследовательского центра информационных и вычислительных технологий. Окончил Красноярский государственный технический университет в 2006 году. Область научных интересов: прочность материалов и конструкций, композиционные материалы, механические испытания, метод конечных элементов.

ПОДДЕРЖАНИЕ ЗОНЫ ПОКРЫТИЯ СПУТНИКОВОЙ МНОГОЛУЧЕВОЙ ГИБРИДНОЙ ЗЕРКАЛЬНОЙ АНТЕННЫ ПРИ КОНТРОЛЕ ТЕКУЩЕГО ПРОФИЛЯ РЕФЛЕКТОРА ПО СИГНАЛАМ НАЗЕМНОГО МАЯКА

А.В. Дардымов[∞], Ю.И. Чони, А.Г. Романов, И.Ю. Данилов

Казанский национальный исследовательский технический университет имени А. Н. Туполева – КАИ г. Казань, Российская Федерация

Цель работы – исследование возможностей как контроля профиля рефлектора, так и стабилизации лучей спутниковой многолучевой гибридной зеркальной антенны электронными средствами. В статье предлагается способ реконструкции текущего состояния рефлектора по принимаемым сигналам и стабилизации лучей за счет управления весовыми коэффициентами облучателей антенной решетки. Научная новизна и практическая ценность работы состоят в альтернативе оптико-механическим системам коррекции профиля рефлектора, требующим дополнительного оборудования, в то время как в предлагаемом способе состояние рефлектора контролируется по сигналам от наземной базовой станции и лучи стабилизируются электронными средствами. Искаженный рефлектор аппроксимируется параболоидом наилучшего соответствия, при оптимизации параметров которого используется скалярный вариант физической оптики. Верификация результатов осуществлялась их сопоставлением со строгим решением в среде CST. В результате работы выявлены факторы, усложняющие задачу реконструкции поверхности рефлектора, анализируются сходимость и точность решений, получаемых в ходе итерационных процедур градиентного спуска. Оценивается эффективность поддержания рабочей зоны при электронной стабилизации лучей за счет адаптации весовых коэффициентов возбуждения кластеров антенной решетки по рассчитанному параболоиду наилучшего соответствия. Результаты расчетов подтверждают работоспособность обсуждаемого способа стабилизации лучей при умеренных искажениях рефлектора. Его эффективность проявляется в увеличении коэффициента усиления для локальных зон обслуживания вплоть до 10 дБ.

Ключевые слова: многолучевая зеркальная антенна, деформация рефлектора, кластер, дофокусировка лучей, параболоид наилучшего соответствия.

Введение

Спутники связи, реализующие технологию HTS (High Throughput Satellite), прочно вошли в состав глобальных сетей широкополосного доступа. Их разработка и совершенствование сопряжены с решением ряда сложных технических задач. В частности, для формирования игольчатых лучей в доли углового градуса используются крупногабаритные зеркальные антенны. Требования к точности ориентации лучей столь высоки, что приходится считаться даже с относительно малыми искажениями профиля рефлектора, вызванными, например, изменчивостью солнечного теплового потока при вращении спутника вокруг Земли и вместе с ней. Искажение профиля рефлектора проявляется прежде всего в нарушении требуемой ориентации лучей наряду с некоторым изменением их формы и снижением коэффициента направленного действия (КНД).

Естественно, применяются конструктивные и технологические решения, повышающие жесткость и температурную стабильность рефлектора [1, 2]. Однако в случае зонтичных конструкций этих средств недостаточно и требуются адаптивно управляемые системы компенсации, как правило, включающие оптические каналы фотограмметрии,

anatoly.dardymov@yandex.ru

[©] Ассоциация «ТП «НИСС», 2024



голографических или лазерных измерений [3-7] для контроля текущего профиля рефлектора, и механические системы коррекции на основе многокоординатных приводов [1, 4, 5, 8–12]. По результатам измерений координат достаточного числа точек рефлектора [5, 13] вычисляется поверхность так называемого параболоида наилучшего соответствия (ПНС), или «Best-fit rotational paraboloid» английской терминологии. Математическим в алгоритмическим вопросам реконструкции и ПНС посвящен ряд работ [14-17]. Смещение оптической оси ПНС с номинального направления является наиболее опасным фактором. Поэтому двухкоординатный привод управляемого поворота рефлектора в узле крепления к несущей штанге [7, 18] выполняет основную роль механической системы юстировки спутниковой антенны на орбите. В дополнение к этому контроль положения концов спиц зонтичного рефлектора и система соответствующих оттяжек позволяют поддерживать не только требуемую ориентацию оптической оси, но в определенной мере и форму поверхности рефлектора [19].

В случае многолучевой гибридной зеркальной антенны (МГЗА) перспективной альтернативой механическим системам выступает электронная стабилизация лучей за счет адаптивного управления векторами весовых коэффициентов (ВВК) кластеров, формирующих лучи [2, 20, 21]. Причем становится возможным отказаться и от оптической системы контроля профиля рефлектора. Во-первых, сигналы, принимаемые элементами антенной решетки (АР) от наземного источникамаяка, образно говоря, несут в себе отпечаток рефлектора, и в принципе, позволяют судить о текущем состоянии рефлектора [22]. Во-вторых, благоприятная особенность состоит в том, что в силу малых искажений профиля рефлектора можно вычислить ПНС по сигнальному отпечатку на ограниченном числе элементов АР, в качестве которых может выступать широко применяемый на практике кластер гексагональной структуры из семи элементов. Таким образом, цель работы – исследование возможностей как контроля профиля рефлектора, так и стабилизации лучей спутниковой многолучевой гибридной зеркальной антенны электронными средствами.

1. Рефлектор и его параболоид наилучшего соответствия

1.1. Конфигурация МГЗА

Офсетная оптическая схема крупногабаритной спутниковой МГЗА предопределена тем, что АР размещена на корпусе аппарата, а рефлектор, как правило, зонтичного типа — на выдвижном кронштейне. Естественно, оптическая ось МГЗА ориентирована на центр рабочей области, а отклонение периферийных лучей при их ширине $\approx 0.8^{\circ}$ в разы превышает это значение (для геостационарного спутника земной шар видится в угловом секторе $\pm 8^{\circ}$). В интересах поддержания параметров периферийных лучей на уровне центральных используют длиннофокусный рефлектор.

На рисунке 1 представлена МГЗА, геометрия которой повторяет российский проект «Рефлектор 2025» для покрытия территории РФ в L-диапазоне (частоты вблизи 2ГГц). Зеркало представляет собой вырезку из параболоида вращения с фокусным расстоянием F = 7,4 м, высекаемую цилин-



Рисунок 1. Геометрия МГЗА и используемые системы координат

дром радиуса R = 6 м, ось которого параллельна оптической оси 0х и смещена по оси 0z на расстояние (R + H) для обеспечения просвета-клиренса H = 3 м. Отказ от привычной привязки полярной оси z к оптической оси параболоида обусловлен тем, что у экватора координатные линии сферической системы хорошо сочетаются с прямоугольной конфигурацией рабочей области.

Конструктивно рефлектор состоит из двенадцати спиц-ребер необходимого профиля и натянутого на них сетеполотна из тонкой золоченой нити. Центральная зона рефлектора, обладающая большей жесткостью, служит местом крепления к выдвижной несущей штанге. Поэтому наряду с глобальной системой координат (x, y, z) полезно ввести параллельную ей систему отсчета (x', y', z'), привязанную к центру рефлектора, в которой описывать искажения рефлектора в виде малых поворотов на углы α_z и α_v вокруг осей z' и y' соответственно смещений Δx , Δy , Δz вдоль одноименных осей и изменения фокусного расстояния на ΔF . При таком классе искажений гарантируется существование точного решения задачи реконструкции ПНС, что важно на этапе оценки эффективности и выбора подходящих численных алгоритмов.

Сохраняя габариты AP (1x2 м²) и ее гексагональную структуру с междуэлементным расстоянием в 0,8 λ , где $\lambda = 15$ см, для большей универсальности получаемых оценок будем считать, что МГЗА формирует 51 луч, которые покрывают прямоугольную рабочую область $\pm 3^{\circ}$ по углу места θ и $\pm 1,5^{\circ}$ по азимуту ϕ . Соответственно, АР состоит из восьмидесяти четырех элементов, образующих пятьдесят один кластер гексагональной конфигурации, которые частично перекрываются. На рисунке 1 (вид В) выделен центральный кластер. Центр АР совмещен с фокусом параболоида, а ее плоскость наклонена под углом $\beta_0 = 62^\circ$ к оси 0х так, что нормаль ориентирована в центр рефлектора (рисунок 1). Оси ξ и η образуют локальную систему координат для полотна АР и ее элементов $\{\xi_n, \eta_n\}.$

В системе координат (*x*, *y*, *z*) произвольная точка номинальной поверхности рефлектора представляется радиус-вектором

$$\mathbf{r} = \left\{ \left(y^2 + z^2 \right) / 4F; y; z \right\}^{\mathrm{T}}.$$
 (1)

Здесь и в дальнейшем символ T означает транспонирование. В локальной системе координат (x', y', z') с учетом (1) точкам номинального рефлектора соответствует вектор $\mathbf{r}' = \mathbf{r} - \mathbf{r}_0$. Здесь

$$\mathbf{r}_{0} = \left\{ (H+R)^{2} / 4F; 0; H+R \right\}^{T}$$
 есть радиус-вектор

центра номинального рефлектора.

В реальных условиях рефлектор испытывает небольшие искажения. Уровень этих искажений таков, что, по оценкам разработчиков, фокус эквивалентного ПНС смещается от центра AP в пределах сферы радиуса 83 мм. Будучи параболоидом вращения, ПНС однозначно определяется шестимерным вектором $\boldsymbol{\tau} = \{\Delta F; \boldsymbol{\alpha}_z; \boldsymbol{\alpha}_y; \Delta x; \Delta y; \Delta z\}$ отклонений его параметров от номинальных значений. Введем обозначения: $\mathbf{d} = \{\Delta x; \Delta y; \Delta z\}^T$ для вектора смещения и $\boldsymbol{\Psi}$ для матрицы поворотов

$$\Psi = \begin{pmatrix} \cos \alpha_y \cos \alpha_z & -\sin \alpha_z \cos \alpha_y & \sin \alpha_y \\ \sin \alpha_z & \cos \alpha_z & 0 \\ -\cos \alpha_z \sin \alpha_y & \sin \alpha_y \sin \alpha_z & \cos \alpha_y \end{pmatrix}.$$
 (2)
C yyetom (1) µ (2) pabelyctbo

$$\mathbf{r}(\boldsymbol{\tau}) = \mathbf{r}_0 + \boldsymbol{\Psi}\mathbf{r}' + \mathbf{d} \tag{3}$$

задает точки ПНС с параметрами т.

1.2. Расчетная модель МГЗА

Широко применяемые среды электродинамического моделирования, такие как CST, FEKO, HFSS, реализуют достаточно строгие численные методы, позволяющие учесть краевые и поляризационные эффекты, взаимодействие элементов АР и т.п. При габаритах антенны порядка 100 λ, как это имеет место в рассматриваемом случае, расчет каждого луча длится десятки минут, что существенно ограничивает возможности многовариантных вычислений, необходимых, например, для вероятностных оценок эффективности стабилизации лучей. Это побуждает применять менее затратные алгоритмы приближенного моделирования крупногабаритных зеркал. Тем более что особенности рассматриваемой антенны благоприятствуют этому.

Во-первых, при длиннофокусной схеме кривизна рефлектора не велика, и отраженное поле имеет практически ту же поляризацию, что и облучающее поле. Поэтому и поля, и диаграммы направленности описываются скалярными функциями, относящимися к основной поляризации. Во-вторых, благодаря офсетной схеме и значительному просвету *H*, полотно AP не затеняет апертуру зеркала. Наконец, рабочая область МГЗА ограничена небольшим телесным углом у оптической оси. Всё это позволяет существенно упростить расчеты.

Следуя [20, 23], сигнал *n*-го элемента АР при облучении с направления (θ , ϕ) будем вычислять в простейшем варианте физической оптики как сумму сферических волн от достаточно большого числа P_{max} точек рефлектора ($p = 1 \dots P_{\text{max}}$):

$$S_{n}(\boldsymbol{\tau},\boldsymbol{\theta},\boldsymbol{\varphi}) = \sum_{p} I_{p}(\boldsymbol{\tau},\boldsymbol{\theta},\boldsymbol{\varphi}) f_{0}(\boldsymbol{\psi}_{n,p}) \exp(-jkr_{n,p}) / r_{n,p},(4)$$

где $I_p(\boldsymbol{\tau}, \theta, \varphi) = \exp(jk\mathbf{r}_p(\boldsymbol{\tau}) \cdot \mathbf{r}^0(\theta, \varphi))$ – это ток, наводимый падающей с направления (θ, φ) плоской волной в *p*-ой точке ПНС, $\mathbf{r}^0(\theta, \varphi) =$ = $\{\cos\theta\cos\varphi; \cos\theta\sin\varphi; \sin\theta\}^T$ – орт направления



(θ , ϕ), $r_{p,n}$ – расстояние между *p*-точкой ПНС (3) и *n*-элементом решетки.

Диаграмма направленности (ДН) $F(\theta, \phi)$, соответствующая кластеру с ВВК $\{W_n\}$, находится как взвешенная сумма сигналов (4), т.е.

$$F(\theta, \varphi) = \sum_{n} W_{n} S_{n}(\tau, \theta, \varphi), \qquad (5)$$

притом что угловые координаты (θ, φ) варьируются в ограниченных пределах.

В [23] подтверждена приемлемая точность расчета ДН по (5) и (4) в сравнении с ДН, рассчитанными в среде Тісга Grasp. Определенную роль в обеспечении этой точности играет число P_{max} точек и то, как они расположены на поверхности рефлектора. Естественно, использовать равномерно плотное распределение координат точек (y_p' , z_p') в пределах круга радиуса R (рисунок 1, вид А). При выбранном дискрете Δ это реализуется в виде серии окружностей радиусов ρ_m с шагом, близким к Δ , на которых точки расположены с угловым дискретом $d\psi_m = \text{trunc}(2\pi\rho_m/\Delta)$, где функция trunc означает целую часть числа. Как показано в [16, 20], при рассматриваемых габаритах рефлектора достаточно $P_{max} = 150$ точек.

2. Алгоритм реконструкции параболоида наилучшего соответствия

В отличие от работ [5, 13, 16, 24], где ПНС аппроксимирует выборку контролируемых (так называемых реперных) точек рефлектора, в рассматриваемой постановке задачи под ПНС понимается параболоид с такими параметрами τ , при которых плоская волна от маяка с известного направления (θ_0 , ϕ_0) порождает на задействованном (на этапе реконструкции) кластере сигналы $\mathbf{S}(\tau) = \{S_n(\tau)\}$ (n = 1..7), максимально близкие к принятым в текущей ситуации сигналам $\mathbf{S}^{(0)} = \{S_n^{(0)}\}$, т.е. сигнальному отпечатку от реального рефлектора. При этом ПНС выступает в роли не геометрического, а электродинамического эквивалента текущего профиля рефлектора.

Как меру отличия таких разнородных сигналов (вычисленных и измеренных) удобно использовать упомянутое выше значение «среднеквадратичного отклонения по форме» [25], которое дается выражением

$$\varepsilon^{2}(\boldsymbol{\tau}) = 1 - \left\| \left(\mathbf{S}(\boldsymbol{\tau}), \mathbf{S}^{(0)} \right) \right\|^{2} / \left\| \mathbf{S}(\boldsymbol{\tau}) \right\|^{2} \left\| \mathbf{S}^{(0)} \right\|^{2}.$$
(6)

Здесь крупные скобки в числителе означают скалярное произведение комплекснозначных векторов. Реконструкция ПНС сводится к минимизации целевого функционала (6) по искомым параметрам τ . Решение этой задачи может быть найдено лишь численными методами, в частности градиентного спуска [26]. Тем более что могут быть получены хотя и громоздкие, но аналитические выражения градиента функционала (6). Как показывают статистические расчеты, для градиентного спуска в рассматриваемой задаче

$$\boldsymbol{\tau}^{(i+1)} = \boldsymbol{\tau}^{(i)} - \boldsymbol{h} \cdot \mathbf{grad} \boldsymbol{\varepsilon}^2 \left(\boldsymbol{\tau}^{(i)} \right)$$
(7)

оптимальное значение скорости спуска достигается при значении шага $h = 10^{-3}$.

При всей кажущейся простоте задачи – по семи отсчетам найти шесть параметров - критическая особенность ее состоит в том, что при относительно малых значениях такие параметры, как ΔF и Δx , α_z и Δy , α_v и Δz , вызывают весьма схожие изменения сигнального отпечатка. Например, по сигнальному отпечатку рефлектора, фокус которого смещен на 83 мм за счет одновременного поворота рефлектора вокруг осей z и у на 15', в результате градиентного спуска по (7) может реконструироваться ПНС № 1 с параметрами $\tau_1 = \{-0, 46 \text{ mm}; 10, 74'; 13, 7'; -1, 72 \text{ mm}; 3, 57 \text{ mm}; \}$ -13,84 мм} при ε₁ = -36,1 дБ, а может ПНС № 2 с параметрами $\tau_2 = \{-34, 56 \text{ мм}; 1, 06'; 1, 69'; \}$ -37,08 мм; 45,67 мм; -36,72 мм} при ε₂ = -26,7 дБ. В первом случае ПНС реконструировался преимущественно за счет поворотов (что корректно), во втором – за счет смещений вершины. В обеих ситуациях фокальные пятна, порождаемые каждым из этих ПНС, близки к пятнам от реального рефлектора, и в этом смысле оба ПНС эквивалентны реальному рефлектору. На рисунке 2 представлены амплитудные рельефы пяти фокальных пятен: при облучении из центра рабочей области (по которому осуществлялась ре-



Рисунок 2. Амплитудные топограммы фокальных пятен: а – для искаженного рефлектора; б – для реконструированного ПНС № 1; в – для реконструированного ПНС № 2

конструкция ПНС) и при четырех периферийных направлениях облучения.

Несмотря на различие параметров моделируемого реального параболоида и реконструированных, структура фокальных пятен остается очень близкой. С физической точки зрения это объясняется возможностью электродинамической эквивалентности рефлекторов, не совпадающих геометрий наподобие того, как эквивалентны параболоиды с совпадающей точкой фокуса при отличающихся фокусных расстояниях. Формально же это проявляется в том, что рельеф целевой функции $\varepsilon^2(\tau)$ содержит плоские участки (плато), и процесс минимизации может завершаться в разных точках на этих плато.

3. Дофокусировка МГЗА по ПНС

В соответствии с известным принципом формирования максимума ДН для формирования луча в *m*-ом направлении $\{\theta_m, \phi_m\}$ весовые коэффициенты кластера W_m должны быть пропорциональны комплексно-сопряженным значениям сигналов S_m от плоских волн, приходящих с направлений { θ_m , ϕ_m }. Для краткости сигналы S_m будем именовать фокальными пятнами. ВВК рассчитываются по номинальному профилю рефлектора τ_0 , записываются в процессоре и воспроизводятся при обработке сигналов кластеров. При искаженном профиле рефлектора необходимо корректировать ВВК в соответствии с изменяющимися сигналами S_m*, которые вычисляются по (4) после того, как найдены текущие значения параметров т ПНС.

В функциональном отношении наиболее «вредным» искажением является отклонение оптической оси рефлектора от требуемого направления, поэтому за основу для оценки эффективности выбрано искажение $\tau_{max} = \{0; 16'; 22'; 0; 0; 0\}$.

Вектор $\tau = \gamma \tau_{max}$ масштабировался случайным параметром у в диапазоне от 0 до 1. Для оценки эффективности использовался минимаксный критерий, полученные зависимости представлены на рисунке 3. Здесь кривая 1 – минимальный средний уровень коэффициента усиления среди всех лучей системы (для каждого луча рассчитывается коэффициент усиления (КУ) в 130 точках, равномерно распределенных по круговой области диаметром $0,7^{\circ}$ в плоскости углов θ и ϕ , с центром, совпадающим с номинальным положением луча; из полученных наборов берется среднее, затем минимум от средних значений при отсутствии адаптации ВВК, кривая 2 – аналогичный параметр при адаптации ВВК по ПНС, кривая 3 – при адаптации ВВК по рефлектору.

На рисунке 3 кривые 2 и 3 совпадают в пределах графической точности, что говорит об одинаковой эффективности адаптации ВВК как при расчете по ПНС, так и по рефлектору, если бы его профиль был известен. Соответствующие значения отличаются в 3-м знаке, естественно, в пользу адаптации ВВК по рефлектору.

На рисунке 4 и рисунке 5 (a - b) для примера приведены топограммы лучей. Слева – топограмма лучей без коррекции ВВК, в середине – с коррекцией ВВК по реконструированному ПНС, справа – с оптимальной коррекцией ВВК по профилю рефлектора, как если бы он был известен. Белыми точками обозначены номинальные положения лучей. Моделировались два характерных варианта искажений. В первом случае (рисунок 4) моделировалось искажение профиля, соответствующее повороту (относительно локальных осей координат, привязанных к вершине параболоида) рефлектора на $\alpha_{zy} = 15'$ от номинального положения.

На рисунке 5 представлены аналогичные результаты для случая, когда искажения рефлек-





3 - с коррекцией ВВК по фактическому профилю рефлектора



Рисунок 4. Топограммы лучей МГЗА: а – без коррекции ВВК; б – с коррекцией по ПНС; в – с коррекцией по рефлектору; г – цветовая шкала к рисункам а-в



Рисунок 5. Топограммы лучей МГЗА: а – без коррекции ВВК; б – с коррекцией по ПНС; в – с коррекцией по рефлектору; г – цветовая шкала к рисункам а-в

тора не сводятся к параллельным смещениям и угловым отклонениям, а затрагивают его форму в виде «козырькового» отклонения профиля рефлектора по оси 0x, что соответствует формуле $x(y,z) = (y^2 + z^2)/4F + d\sin^2(\pi(z - H - R)/4R)$ с максимальным отклонением d = 70 мм у верхнего края зеркала. Направление на маяк совпадало с оптической осью МГЗА ($\theta_0 = 0^\circ$, $\phi_0 = 0^\circ$). Расчеты сигнального отпечатка S⁽⁰⁾ и ДН лучей МГЗА выполнялись в среде CST Studio Suite методом интегральных уравнений. Причем AP состояла из турникетных облучателей, соответствующим питанием которых обеспечивалась круговая поляризация.

190

Как видно из левых топограмм на рисунках 4 и 5, в ситуации без дофокусировки лучи смещены и коэффициент усиления в центрах их локальных зон заметно снизился. Средние и правые топограммы подтверждают существенный эффект в восстановлении как ориентации лучей, так и их коэффициентов усиления. Кроме того, эффект от дофокусировки по ПНС близок к предельно возможному эффекту при оптимальной дофокусировке по реальному рефлектору.

4. О принципе формирования луча в заданном направлении

Формирование максимума ДН возбуждением элементов АР пропорционально комплексно-сопряженным значениям $f_n^*(\theta_m, \varphi_m)$ их ДН в желаемом направлении { θ_m , ϕ_m } настолько органично по физике (синфазное сложение полей в этом направлении и малые траты мощности на элементы, слабо туда излучающие), что как само собой разумеющееся этот принцип не может не быть известным. Однако оказались безуспешными попытки найти в учебниках по антеннам (А.А. Пистолькорса, А.З. Фрадина, О.Г. Вендика, Д.М. Сазонова, Д.И. Воскресенского), включая фундаментальный труд Баланиса К.А. «Теория антенн: анализ и проектирование», хотя бы на уровне формулы упоминание такого подхода. Поскольку этот принцип положен в основу предлагаемой электронной адаптации лучей спутниковой ГЗА к эксплуатационным искажениям рефлектора, то считаем оправданным изложить этот принцип углубленно.

В случае АР из большого числа элементов, индивидуальные ДН которых слабо направлены, формирование луча в желаемом направлении (θ_0 , (ϕ_0) достигается за счет фазирования, обеспечивающего синфазное сложение полей в этом направлении. Соответствующий прием составляет суть электронного сканирования и детально исследован применительно к линейным, плоским и выпуклым АР. Ситуация с МГЗА иная: крупногабаритный рефлектор, облучаемый элементами АР, создает набор узких индивидуальных лучей, ориентация которых зависит от положения соответствующего элемента на антенном полотне. Формирование луча, покрывающего локальный участок рабочей зоны кластером элементов вместо одиночного, позволяет повысить КУ в пределах этого участка и снизить уровень бокового излучения в пользу развязки между каналами. Естественно, возникает вопрос об оптимальном возбуждении кластеров.

Не усложняя анализ, будем считать, что поляризация полей всех элементов AP одинакова, и ДН, соответствующая вектору W весовых коэффициентов $\{W_n\}$ некоторого кластера (здесь n – индекс элементов кластера), описывается простейшим и в то же время универсальным равенством

$$F(\theta, \phi) = \sum_{n} W_{n} f_{n}(\theta, \phi).$$
(8)

Здесь $f_n(\theta, \varphi)$ – это *ненормированная* индивидуальная ДН *n*-го элемента в единой глобальной системе координат, которая для элемента, расположенного в точке (x_n, y_n, z_n), определяется следующим образом

$$f_n(\theta, \varphi) = e_n(\theta, \varphi) \exp(jk(x_n \sin\theta \cos\varphi + y_n \sin\theta \sin\varphi + z_n \cos\theta)),$$
(9)

где $e_n(\theta, \varphi)$ — комплекснозначная функция, описывающая поле *n*-го элемента в дальней зоне при единичной амплитуде его возбуждения и начале координат, совмещенном с точкой (x_n, y_n, z_n) расположения *n*-го элемента. Отсутствие нормировки индивидуальных ДН, приводящей к учету энергетических потерь, свойственных конкретному элементу, или выигрыша за счет коэффициента усиления (направленность плюс КПД) — играет важную смысловую роль в критерии оптимальности луча, сформированного АР.

По здравому смыслу эвристический прием формирования луча в заданном направлении (θ_0, φ_0) сводится к несложной догадке: зададим-ка ВКК равным комплексно-сопряженным значениям индивидуальных ДН в направлении максимума { $W_n = f_n^*(\theta_0, \varphi_0)$ }. Во-первых, в этом направлении поля от всех элементов АР будут складываться в фазе: $F(\theta_0, \varphi_0) = \sum_n f_n^*(\theta_0, \varphi_0) f_n(\theta_0, \varphi_0) = \sum_n |f_n(\theta_0, \varphi_0)|^2$. Во-вторых, если какой-то элемент не излучает в этом направлении или излучает слабо, то и не следует на него расходовать подводимую мощность. Рациональность такого подхода не вызывает сомнения, но остается открытым вопрос, является ли это решение в каком-либо смысле оптимальным.

Аналогия с оптимальной фильтрацией. ДН линейного излучателя $F(\theta)$ есть Фурье преобразование от амплитудно-фазового распределения (АФР) W(x) точно так же, как временная зависимость s(t) сигнала связана с его спектром $S(\omega)$. Известно, что максимально возможное отношение сигнал/шум на выходе фильтра обеспечивается при оптимальной частотной характеристике $K_{opt}(\omega)$, которая повторяет комплексносопряженный спектр сигнала $K_{opt}(\omega) = S^*(\omega)$. При этом мощность шума на выходе $\dot{P}_{\mu} = n_{\mu} ||K_{opt}(\omega)||^2$ есть произведение его спектральной плотности n_ш и квадрата нормы частотной характеристики фильтра. Эти результаты трансформируются в ситуацию с линейной антенной заменой s(t) на $F(\theta)$ и $K(\omega)$ на W(x). Теперь выходом пространственного фильтра служит «точка» θ_0 дальней зоны, а коэффициентами передачи К(ω) спектральных составляющих на выход фильтра теперь являются коэффициенты передачи от элементов х к «выходу антенны» θ_0 , т.е. значения $f(x, \theta_0)$ индивидуальных ДН. Ясно, что в антенном случае задача инверсная: задан «фильтр» $f(x, \theta_0)$ и следует найти тот «сигнал» W(x), который обеспечит результат, оптимальный в вышеуказанном смысле. Сути дела это не меняет и в антенной нотации приводит к равенству $W(x) = f^*(x, \theta_0)$.

Очевидно, что AP произвольной конфигурации аналогична ситуации с сигналом линейчатого спектра $S(\omega_n)$, и это соотношение трансформируется в обобщенное AФP

$$\{W_n = f_n^{*}(\theta_0, \phi_0)\}.$$
 (10)

При этом ясно, что исходный критерий оптимальности этого решения (максимум отношения сигнал/шум) теперь означает максимум интенсивности поля в направлении θ_0 при ограниченной норме АФР ||W||². Если бы квадрат нормы АФР был пропорционален подводимой мощности, то решение (10) соответствовало бы максимальному коэффициенту направленного действия в направлении (θ_0 , ϕ_0). Но электродинамическое взаимодействие элементов АР изменяет их входные сопротивления, и потому сформулированное выше толкование критерия оптимальности решения (10) не строгое, вполне приемлемое, если шаг решетки не слишком мал. Представляют интерес количественные оценки отклонения решения (10) от строгого решения на максимум КНД.

Оптимальное решение. Поиск АФР, соответствующего максимуму КНД в требуемом направлении, составляет суть синтеза антенны по ДН в виде δ -функции. Давно [25, 27] показано, что если равенство (8) воспринимать как оператор, отображающий пространство АФР {**W**} в пространство реализуемых ДН { $F(\theta, \phi)$ }, то сопря-



женный ему оператор осуществляет обратное преобразование по правилу

$$W(x) = \oint_{4\pi} F_0(\theta, \varphi) f^*(x, \theta, \varphi) \, \mathrm{d}\Omega, \qquad (11)$$

где $F_0(\theta, \phi)$ – синтезируемая ДН. Для заданной ДН $F_0(\theta, \phi)$ в виде двухмерной δ-функции $\delta(\theta - \theta_0, \phi - \phi_0)$ и антенны в виде решетки выражение (11) с очевидностью превращается в { $W_n = f_n^*(\theta_0, \phi_0)$ }, т.е. совпадает с (10). Решение (11), не являясь предельно точным, обладает рядом привлекательных качеств [27]. В частности, среди всех решений с одинаковой точностью $\sigma^2 = ||F(\theta, \phi) - F_0(\theta, \phi)||^2$ минимальна его реактивность $Q = ||W(x)||^2 / ||F(\theta, \phi)||^2$, характеризующая чувствительность ДН $F(\theta, \phi)$ к случайным погрешностям реализации АФР W(x)и к изменению частоты (узкополосность антенны). И это в дополнение к отмеченной выше энергетической эффективности, если $||W(x)||^2$ может восприниматься как подводимая к антенне мощность.

Ясно, что в отсутствии потерь (при КПД антенны 100 %) подводимая мощность совпадает с мощностью излучения, которая характеризуется квадратом нормы ДН $||F(\theta, \varphi)||^2$, а не квадратом нормы АФР $||W(x)||^2$. В случае антенной решетки, как отмечалось выше, с ростом шага δx ослабевает электродинамическое взаимодействие ее элементов и значение $||W(x)||^2$ все точнее характеризует подводимую мощность. На примере линейной антенной решетки оценим отличие КНД, свойственного решению (10), от максимально возможного КНД.

Будем считать, что линейная AP состоит из N элементов длиной δx , вплотную примыкающих друг к другу, имитирующих гипотетические конструкции с равномерным и синфазным амплитудно-фазовым распределением. Тем самым индивидуальная ДН *n*-го элемента соответствует выражению

$$f_n(\theta) = \operatorname{sinc}(0.5\beta \, \delta x \cos \theta) \exp(j\beta \, x_n \cos \theta), \quad (12)$$

где $\beta = 2\pi/\lambda$ – волновое число, угол θ отсчитывается от оси 0х решетки, а sinc(x) обозначает функцию sin(x)/x. Задача наилучшего среднеквадратичного приближения линейной комбинации $\sum_{n} W_{n} f_{n}(\theta)$ известных функций $f_{n}(\theta)$ к требуемой ДН $F_{0} = \delta(\theta - \theta_{0})$ сводится к системе линейных уравнений, решение которой и есть АФР, обеспечивающее максимальный КНД в направлении θ_{0} . На рисунке 6 представлены расчетные результаты.

Как обычно, КНД есть отношение $G = |F(\theta_0)|^2 / ||F(\theta)||^2$, а мерилом реактивности AФP выступает отношение $Q = ||\mathbf{W}||^2 / ||\mathbf{F}(\theta)||^2 - чем$ меньше излучаемая мощность при единичной норме АФР, тем хуже, реактивнее АФР. Ясно, что в решетке с плотным расположением элементов (малым волновым размером $\delta x/\lambda$) наряду с хорошо излучающими АФР существуют реактивные, плохо излучающие АФР (с противофазно возбужденными соседними элементами). В точном решении присутствуют и реактивные составляющие в той мере, насколько они могут повысить КНД. В решении (10), благодаря свойствам сопряженного оператора (11), реактивные составляющие присутствуют с весами, обратными их реактивности [25], что и обеспечивает энергетическую оптимальность решения.

Как видно из графиков, выигрыш в КНД при замене решения (10) на точное решение невелик. По графикам его трудно определить, а расчеты показывают, что в приведенных ситуациях максимальное различие кривых $G(\delta x/\lambda)$ составляет: а) 0.18, б) 0.231, в) 0.225. По мере увеличения шага решетки оно сокращается и при $\delta x \ge 0.5 \lambda$ приближенное решение практически не уступает точному. В то же время для AP с малым шагом указанный скромный выигрыш по КНД оплачивается почти двукратным ростом реактивности. Наконец заметим, что на первый взгляд неожиданное (ведь раз-



Рисунок 6. Зависимости КНД (G) и реактивности (Q) сопоставляемых решений (приближенное – сплошная линия, точное – пунктир) от шага бх антенной решетки и числа N ее элементов: а – N=6; б – N=12; в – N=24

Поддержание зоны покрытия спутниковой многолучевой гибридной зеркальной антенны...

мер АР увеличивается) замедление роста и спад КНД при $\delta x \ge 0.65 \lambda$ связаны с тем, что при отклоненном от нормали луче (было задано $\theta_0 = 60^\circ$) в область видимых углов входит интерференционный максимум, что и снижает КНД.

Итак, расчеты подтверждают, что не требующий вычислительных затрат принцип комплексного сопряжения значений индивидуальных ДН в заданном направлении обеспечивает близкое к предельно возможному значению КНД.

Заключение

Отметим два момента, отражающих особенность проблемы электронной стабилизации лучей МГЗА при искажениях профиля рефлектора в условиях эксплуатационных нагрузок, стабилизации с реконструкцией ПНС по сигнальному отпечатку от наземного маяка. Во-первых, естественно, максимально точное соответствие ПНС текущему профилю рефлектора желательно, однако решающим фактором является электродинамическая эквивалентность ПНС и рефлектора, что предоставляет некую степень свободы в вычислительном плане.

Во-вторых, указанные выше пары параметров ПНС (малые угловые повороты и параллельные смещения) коррелированы между собой в том смысле, что вызывают схожие изменения в сигнальных отпечатках. Поэтому число варьируемых параметров ПНС может быть сокращено в интересах ускорения вычислений и сокращения нагрузки на процессор канала стабилизации.

Статистические оценки эффективности электронной стабилизации лучей МГЗА в зависимости от уровня деформаций и алгоритмов реконструкции ПНС, включая сокращение числа параметров, могут стать предметом дальнейших исследований.

Список литературы

- Шендалёв Д.О. Проектирование формообразующей структуры зонтичного рефлектора // Вестник СибГАУ, 2013. № 6 (52). С. 164–173.
- [2] Черретт А. Р., Акоста Р. Дж., Лам П. Т., Ли Шунг-Ву. Компенсация искажений профиля зеркальной антенны с помощью антенной решетки-облучателя // IEEE Transaction of antennas and propagation, 1989. Т. 37. № 8. С. 966–978, DOI: 10.1109/8.34132
- [3] Субрахманян Р. Фотограмметрические измерения гравитационных деформаций антенны Кассегрена // IEEE Trans. Antenn. Propag, 2005. Т. 53. № 8. С. 2590–2596.
- [4] Калабегашвили Г.И., Бикеев Е.В., Матыленко М.Г. Выбор устройства для орбитальной юстировки рефлектора крупногабаритной трансформируемой антенны // Решетневские чтения, 2018, Т. 1. С. 121–122.
- [5] Шейд Р.Е. Высокоточное позиционирование DSN-антенн с помощью оптических датчиков // TDA Progress Report, TDA PR 42–97, 1989. С. 127–140.
- [6] Боржа Г., Хосе А., Кэри Р., Антонио Дж. Новый, основанный на физической оптике, подход к корректировке профиля вспомогательного зеркала для адаптации к искажениям основного зеркала // IEEE Trans. Anten. Propag, 2013. Т. 61. С. 467–472.
- [7] Имбриале В.А. Способы компенсации искажений крупногабаритных зеркальных антенн // IEEE Aerospace Conference Proceedings, 2001. Т. 2. С. 799–805, DOI: 10.1109/AERO.2001.931261
- [8] Бикеев Е. В., Якимов Е. Н., Матыленко М. Г., Титов Г. П. Способ компенсации деформаций конструкции крупногабаритной антенны космического аппарата // Вестник СибГАУ, 2016. Т. 17. № 3. С. 673–683.
- [9] Гряник М.В., Ломан В.И. Развертываемые зеркальные антенны зонтичного типа. М.: Радио и связь, 1987.
- [10] Ванг Ч. и др. Активная компенсация искажений поверхности крупногабаритных антенн радиотелескопа // HIJ Ant. and Propag, 2018. С. 1–17.
- [11] Ванг П., Ванг Ф., Ши Т., Ванг Б. Компенсация термических искажений высокоточных зонтичных антенн // IOP Conf. Series: Journal of Physics: Conf. Series 916, 2017. С. 1–8. DOI:10.1088/1742-6596/916/1/012051
- [12] Тайгин В. Б., Лопатин А. В. Метод обеспечения высокой точности формы рефлекторов зеркальных антенн космических аппаратов // Космические аппараты и технологии, 2019. Т. З. № 4. С. 200–208. DOI 10.26732/2618-7957-2019-4-200-208
- [13] Калабегишвили Г.И., Бикеев Е.В., Матыленко М.Г. Поиск минимального количества точек отражающей поверхности рефлектора, необходимого для оценки отклонения диаграммы направленности крупногабаритных трансформируемых антенн // Сибирский журнал науки и технологий, 2018. Т. 19. № 1. С. 66–75.
- [14] Ванг Ц. С., Дуан Б., Кью Йи. Об анализе искаженной поверхности и мультидисциплинарной структурной оптимизации больших зеркальных антенн // Structural and Multidisciplinary Optimization, 2007. № 33(6). С. 519– 528. DOI 10.1007/s00158-006-0062-6
- [15] Даи М., Ньюман Т. С., Као К. Вписывание параболоидов методом наименьших квадратов // Pattern recognition, 2007. Т. 40. № 2. С. 504–515
- [16] Голдобин Н. Н. Методика оценки формы радиоотражающей поверхности крупногабаритного трансформируемого рефлектора космического аппарата // Вестник СибГАУ, 2013. № 1(47). С. 106–111



- [17] Ли Ж., Жуо Х., Ванг Дж., Леи Йа. Метод аппроксимации параболического рефлектора // IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering 397, 2018. DOI: 10.1088/1757-899X/397/1/012047
- [18] Барзилай Дж., Борвейн Дж. Градиентные методы с двухточечным шагом // IMA Journal of numerical analysis, 1988. Т. 8. № 1. С. 141–148.
- [19] Голдобин Н. Н. Оценка точности наведения рефлектора на основании информации об отклонениях концов его силовых спиц // Крупногабаритные трансформируемые конструкции космических аппаратов // Решетневские чтения, 2016. С. 102–104.
- [20] Данилов И.Ю., Мочалов В.В., Романов А.Г., Чони Ю.И. Дофокусировка многолучевой гибридно-зеркальной антенны в условиях эксплуатационных нагрузок // Наукоемкие технологии, 2017. Т. 18. № . 12. С. 85–90.
- [21] Акоста Р. Дж., Заман А. Дж., Терри Дж. Д. Системный обзор на электронную компенсацию искажений зеркальных антенн // IEEE AP-S International Symposium, Ann Arbor, Michigan, 1993. DOI: 10.1109/APS.1993.385355
- [22] Шипилов С.Э., Якубов В.П., Пономарев С.В. Радиоволновое картографирование деформаций профиля параболического рефлектора // Известия высших учебных заведений, 2012. Т. 55, № 9/2. С. 274–275.
- [23] Мочалов В.В. Аттестация алгоритма акустического приближения // Успехи современной радиоэлектроники, 2019. № 12. С. 124–128.
- [24] Ксианпинг Т. и др. Аппроксимация и оценка погрешностей для параболоида вращения в произвольном положении с помощью геометрического итеративного алгоритма оптимизации // Meas. Sci. Technol, 2019. Т. 30. DOI 10.1088/1361-6501/ab2186
- [25] Чони Ю.И. Метод сопряженного оператора и его аспекты в отношении синтеза антенн // IX Int. Conf. on Antenna Theory and Techniques (ICATT), 2013. С. 86–91. DOI: org/10.1109/ICATT.2013.6650690.J.
- [26] Нестеров Ю. Вводные лекции по выпуклой оптимизации: базовый курс // Springer, 2004. ISBN 1-4020-7553-7
- [27] Чони Ю.И., Морозов Г.А. Оптимизация решений задач синтеза антенн с учетом случайных погрешностей реализации // Труды КАИ, Казань, 1974. Вып. 164. С. 108–111.

MAINTAINING THE COVERAGE OF A SATELLITE MULTIBEAM HYBRID REFLECTOR ANTENNA BY MONITORING THE CURRENT REFLECTOR STATE USING SIGNALS OF ON-GROUND BEACON

A.V. Dardymov, Yu. I. Choni, A.G. Romanov, I. Yu. Danilov Kazan National Research Technical University named after A.N. Tupolev – KAI,

named after A.N. Tupolev – KAI, Kazan, The Russian Federation

The purpose of this work is to study the possibilities of electronic stabilization of beams of the space-based multibeam hybrid antenna. Multibeam hybrid reflector antenna covers the working area with many needle-like beams. Yet because solar heat flux falls onto reflector at different angles while satellite moves, the profile of the reflector undergoes cyclic distortions affecting both the position and gain of the beams. The practical significance of the work is due to avoiding photogrammetric control and a mechanical system for compensation of reflector deformations. This is made possible by the idea of retrieving the current reflector profile from the signals (carrying its imprint) that the antenna array receives from the ground-based radio beacon. In the paper, we propose an algorithm within the so-called best-fit paraboloid ideology, identify factors that can slow down its convergence, and evaluate the efficiency of electronic adaptation that can be achieved with it. Simulation results show that the above-mentioned electronic refocusing increases the beams' gain by up to 10 dB.

Keywords: multibeam reflector antenna, reflector distortion, cluster, beam stabilization, bestfit paraboloid.

А.В. Дардымов, Ю.И. Чони, А.Г. Романов, И.Ю. Данилов

Поддержание зоны покрытия спутниковой многолучевой гибридной зеркальной антенны...

References

- Shendalev D.O. Designing the shaping structure of an umbrella reflector, Bulletin of SibGAU, 2013, vol. 52, no. 6, pp. 164–173.
- [2] Cherrette A. R., Acosta R. J., Lam P. T., Lee Shung-Wu. Compensation of Reflector Antenna Surface Distortion Using an Array Feed, IEEE Transaction of antennas and propagation, Vol. 37, no. 8, (August 1989), pp. 966–978, DOI: 10.1109/8.34132
- [3] Subrahmanyan R. Photogrammetric measurement of the gravity deformation in a Cassegrain antenna, IEEE Trans. Antenn. Propag. Vol. 53. No 8, 2005, pp. 2590–2596.
- [4] Kalabegashvili G.I., Bikeev E.V., Matylenko M.G. Selection of the device for orbital alignment of a large transformable antenna reflector, Reshetnev readings, 2018, pp. 121–122.
- [5] Scheid R. E. Precision Pointing Compensation for DSN Antennas With. Optical Distance Measuring Sensors, TDA Progress Report, TDA PR 42–97, 1989, pp. 127–140.
- [6] Borja G., Jose A., Carey R., Antonio G. New physical optics based approach to subreflector shaping for reflector antenna distortion compensation, IEEE Trans. Anten. Propag, 2013, vol. 61, pp. 467–472
- [7] Imbriale W.A. Distortion compensation techniques for large reflector antennas, IEEE Aerospace Conference Proceedings, Vol. 2, (February 2001), pp. 799–805, DOI: 10.1109/AERO.2001.931261
- [8] Bikeev E. V., Yakimov E. N., Matylenko M. G., Titov G. P. The method of compensation deformation for large spacecraft antenna, Bulletin of the Siberian State Aerospace University, Vol. 17, No. 3, Russia, Krasnoyarsk, 2016, pp. 673–683.
- [9] Gryanik M. V., Loman V. I. Umbrella-type deployable reflector antennas. Moscow: Radio and communication. 1987.
 P. 72. (in Russian)
- [10] Wang C., Li H., Ying K., Xu Q., Wang N., Duan B., Gao W., Xiao L. and Duan Yu. Active surface compensation for large radio telescope antennas, HIJ Ant. and Propag. vol. 2018, pp. 1–17.
- [11] Wang P., Wang F., Shi T., Wang B. Thermal distortion compensation of a high precision umbrella antenna, IOP Conf. Series: Journal of Physics: Conf. Series 916, 2017, pp. 1–8, doi:10.1088/1742-6596/916/1/012051
- [12] Taygin V.B., Lopatin A.V. A method for ensuring high accuracy of the shape of reflectors of mirror antennas of spacecraft (in Russian), Spacecraft and Technologies, Vol. 3, No. 4, 2019, pp. 200–208, DOI 10.26732/2618-7957-2019-4-200-208
- [13] Kalabegashvili G. V., Bikeev E. I., Mathylenko M. G. Determination of the minimal reflecting surface points number required for assessment of large-size transformable antenna pattern deviation, Siberian Journal of Science and Technology, 2018, vol. 19, no. 1, pp. 66–75.
- [14] Wang C. S., Duan B. Y., Qiu Y. Y. On distorted surface analysis and multidisciplinary structural optimization of large reflector antennas. Structural and Multidisciplinary Optimization, 2007. 33(6), pp. 519–528. DOI 10.1007/s00158-006-0062-6
- [15] Dai M., Newman T. S., Cao C., Least-squares-based fitting of paraboloids. Pattern recognition, Vol. 40, Num. 2, 2007, pp. 504–515
- [16] Goldobin N. N. Methodology for evaluating the shape of the radio-reflective surface of a large-sized transformable reflector of a spacecraft // Bulletin of SibGAU. 2013. No. 1(47). pp. 106–111
- [17] Li Zh., Zhuo X., Wang J., Lei Ya. Fitting method of rotating paraboloid reflector. IOP Conf. Series: Materials Science and Engineering 397 (2018) 012047 DOI:10.1088/1757-899X/397/1/012047
- [18] Borwein J., Barzilai J. Two-point step size gradient methods, IMA Journal of numerical analysis, Vol. 8, no. 1, (January 1988), pp. 141–148.
- [19] Goldobin N. N. Evaluation of the accuracy of the reflector guidance based on information about deviations of the ends of its power spokes. Large-sized transformable spacecraft designs Reshetnev readings. 2016. pp. 102–104.
- [20] Danilov I. Yu., Mochalov V. V., Romanov A. G., Choni Yu. I. Refocusing of a multi-beam hybrid reflector antenna in operational conditions, High technologies. Radio engineering, 2017, vol. 18, no. 12, pp. 85–90.
- [21] Acosta R. J., Zaman A. J., Terry J. D. System Overview on Electromagnetic Compensation for Reflector Antenna Surface Distortion, IEEE AP-S International Symposium, Ann Arbor, Michigan, June 27-July 2, 1993, DOI: 10.1109/ APS.1993.385355
- [22] Shipilov S. E., Yakubov V. P., Ponomarev S. V. Radiowave tomography of distortions of the parabolic reflector profile, Izvestiya vuz. Fizika. 2012. vol. 55, no. 9/2, pp. 274–275. (in Russian)
- [23] Mochalov V.V. Validation of the acoustic approximation algorithm, Telecommunications and Radio Engineering, 2019, vol. 73, no. 12, pp. 122–126, doi: 10.18127/j20700784-201912-19. (in Russian)
- [24] Xianping Tu, Xianqing Lei, Wensuo Ma, Xiaoyi Wang and Xiaolin Zuo, Fitting and error evaluation for rotating paraboloid in arbitrary position using geometric iterative optimization algorithm, 2019 Meas. Sci. Technol., vol. 30, 095006, DOI 10.1088/1361-6501/ab2186
- [25] Choni Yu. I. Adjoint operator method and its aspects in regard to antenna synthesis, IX Int. Conf. on Antenna Theory and Techniques (ICATT), 2013, pp. 86–91, doi: org/10.1109/ICATT.2013.6650690.J.



196

- [26] Nesterov Yu. Introductory lectures on convex optimization: a basic course. (Springer, 2004, ISBN 1-4020-7553-7)
- [27] Choni Yu.I., Morozov G.A. Synthesis of the optimal antenna taking into account random errors. Proceedings of Kazan aviation institute, Kazan, 1974. vol. 164. pp. 108–111.

Сведения об авторах

Дардымов Анатолий Викторович – аспирант кафедры радиоэлектронных и телекоммуникационных систем Казанского национального исследовательского технического университета им. А. Н. Туполева – КАИ. Окончил магистратуру КАИ в 2022 году. Область научных интересов: антенная техника.

Чони Юрий Иванович – кандидат технических наук, доцент кафедры радиоэлектронных и телекоммуникационных систем Казанского национального исследовательского технического университета им. А. Н. Туполева – КАИ. Окончил КАИ в 1962 году. Область научных интересов: антенная техника и радиотехнические системы.

Романов Анатолий Геннадьевич – кандидат технических наук, главный конструктор ОКР, АО «РЕШЕТНЁВ». Окончил КАИ в 1988 году. Область научных интересов: антенная техника и радиотехнические системы.

Данилов Игорь Юрьевич – кандидат технических наук, ведущий эксперт по измерениям радиотехнических характеристик АО «РЕШЕТНЁВ. Окончил Красноярский государственный университет в 1984 году. Область научных интересов: антенная техника и измерения характеристик антенн.

ИННОВАЦИОННЫЕ ТЕХНОЛОГИИ В АЭРОКОСМИЧЕСКОЙ ДЕЯТЕЛЬНОСТИ

УДК 629.7.087.81

АНАЛИЗ ДВИЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА С НЕИЗОЛИРОВАННЫМ ПРОВОДЯЩИМ ТОК ТРОСОМ

Т.А. Быстранова⊠, Ю.М. Заболотнов

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

Анализируется движение электродинамической тросовой системы, состоящей из наноспутника и вспомогательного тела (эмиттера электронов). Наноспутник и эмиттер соединены неизолированным проводящим ток тросом. Задача связана с актуальной проблемой удаления из космоса выработавших свой ресурс наноспутников или малых космических аппаратов без использования реактивных двигателей. Взаимодействие проводящего троса с магнитным полем Земли приводит к появлению силы Ампера (Лоренца), которая обеспечивает быстрое торможение тросовой системы. Для анализа движения рассматриваемой космической системы используется метод математического моделирования с применением уравнений движения, построенных с помощью формализма Лагранжа. Особенностью математической модели движения системы является учет неравномерного распределения тока вдоль оголенного проводящего троса, которое зависит от разности потенциалов между концевыми телами. Изучаются влияние концентрации электронов в ионосфере и наклонения на распределение тока вдоль троса и изменение орбитальных параметров иентра масс системы. Установлено, что для неэкваториальных орбит движение тросовой системы имеет сложный пространственный характер (она совершает колебания относительно орбитальной плоскости). Приводятся численные результаты, иллюстрирующие влияние концентрации электронов и наклонения на приращения параметров орбиты центра масс тросовой системы.

Ключевые слова: электродинамическая тросовая система, сила Ампера, ионосфера, неизолированный проводящий трос, наноспутник, уравнения Лагранжа, концентрация электронов, наклонение орбиты, распределение тока.

Введение

Электродинамические космические тросовые системы (ЭДТС) являются одним из перспективных направлений развития космических технологий. Такие тросовые системы актуальны для современной космической индустрии, так как они представляют собой инновационный способ управления космическими объектами. Электродинамические тросовые системы имеют много полезных применений: маневрирование малых космических аппаратов (КА) и наноспутников, генерация электроэнергии, быстрое удаление из космоса наноспутников практически без затрат энергии, транспортировку полезных грузов, поддержание орбиты спутников и др. Перспективность применения ЭДТС в космосе подтверждает тот факт, что до настоящего времени проведено уже более десятка реальных тросовых экспериментов с проводящими ток тросами на околоземных орбитах [1], которые подтвердили возможность применения ЭДТС для различных целей. ЭДТС представляет собой систему, состоящую из двух КА, соединенных проводящим ток тросом. Такая система может работать в двух режимах: генерации тяги и электроэнергии. В первом случае за счет энергоустановок КА генерируется управляющая разность потенциалов и возникает эквивалентная электрическая схема, когда электроны, испускаемые с одного конца троса (один КА играет роль катода или эмиттера электронов), перемещаются вдоль магнитных линий ионосферы Земли и поглощаются контактором второго КА, который играет роль анода [2]. Принципиальная схема ЭДТС показана на рисунке 1. В этом случае на проводник (трос) при движении в магнитном поле Земли действует

[⊠] tsskd@mail.ru

[©] Ассоциация «ТП «НИСС», 2024



Рисунок 1. Принципиальная схема ЭДТС

ортогональная тросу сила Ампера, или Лоренца (рисунок 1), которая в зависимости от направления тока может быть как ускоряющей, так и тормозящей. Используются как изолированные проводники (тросы) для исключения их прямого контакта с плазмой, так и неизолированные (оголенные) проводники, которые «собирают» электроны по всей своей длине. В пассивном режиме движения проводящего троса в магнитном поле Земли в соответствии с законами физики возникают э.д.с. индукции и аналогичная электрическая схема, однако в этом случае сила Ампера (Лоренца) может быть только тормозящей [2]. При этом имеет место режим генерации электроэнергии. В настоящее время разработаны подробные электрические схемы и состав оборудования для ЭДТС, например, см. работы [3, 4].

В настоящей статье анализируется движение ЭДТС с неизолированным проводящим ток тросом. Такой вариант ЭДТС, который также можно отнести к пассивному режиму движения тросовой системы и приводящему к возникновению тормозящей силы, предлагается использовать для более быстрого удаления из космоса отработавших свой ресурс наноспутников, в частности, в Японии разрабатывается и уже проходила испытания на орбите система удаления с орбиты спутников (KITE), которая использует неизолированный проводящий трос [5]. Для неизолированного троса ток при движении в магнитном поле не является постоянным по длине, а изменяется более сложным образом, достигая наибольшего значения на катоде (эмиттере электронов). Здесь применяется модель распределения тока по неизолированному тросу на орбите, полученная в [6, 7] и использованная во многих работах [8–11].

Известная модель распределения тока по оголённому тросу [6, 7] зависит от многих параметров, характеризующих электромагнитные свойства ионосферы и атмосферы. В ионосфере, которая находится на высотах от 60 до 1000 км, электроны являются основными носителями тока. Точная концентрация электронов в ионосфере пока остаётся неизвестной. Концентрация электронов в ионосфере на расстоянии от 500 до 1000 км может значительно варьироваться в зависимости от географической широты, времени суток, сезона и солнечной активности. В периоды солнечной активности, когда на Солнце происходят вспышки и корональные выбросы, концентрация электронов может возрасти до нескольких миллионов на кубический сантиметр. Эти изменения в концентрации электронов могут привести к изменению распределения тока в тросе и, следовательно, изменению орбиты ЭДТС.

В представленной работе проведена оценка влияния концентрации электронов в ионосфере и наклонения орбиты на распределение тока в неизолированном тросе и на изменение параметров орбиты ЭДТС. При этом используется модель движения ЭДТС из работы [12].

Таким образом, цель работы: анализ движения электродинамической системы с неизолированным тросом с точки зрения оценки влияния наиболее значимых факторов на эффективность её использования для торможения спутника.

1. Математическая модель движения системы

Уравнения, описывающие колебания ЭДТС с неизолированным тросом относительно центра масс, записываются в правой орбитальной прямоугольной системе координат $C_o x_a y_o z_o$ (рисунок 2), начало которой совпадает с центром масс системы, ось $C_o x_o$ направлена по его радиус-вектору **R**_c, ось Анализ движения наноспутника с неизолированным проводящим ток тросом



Рисунок 2. Системы координат

 $C_{a}y_{o}$ – перпендикулярна \mathbf{R}_{c} и направлена в сторону орбитального движения. Положение троса относительно системы координат $C_{o}x_{a}y_{o}z_{o}$ определяется углами θ , φ , направления отсчёта которых показаны на рисунке 1. Система координат $C_{o}x_{i}y_{i}z_{i}$, связанная с тросом, показана на рисунке 1.

Для случая прямолинейного невесомого троса уравнения движения ЭДТС относительно центра масс записываются в виде [12]

$$\ddot{\theta} + \dot{\omega} - 2(\dot{\theta} + \omega)\dot{\varphi}tg\varphi + 1.5v^{-1}\omega^{2}\sin 2\theta =$$
$$= Q_{\theta} / J\cos^{2}\varphi, \qquad (1)$$

$$\ddot{\varphi} + 0.5 \left(\dot{\theta} + \omega\right)^2 \sin 2\varphi + 1.5 v^{-1} \omega^2 \cos^2 \theta \sin 2\varphi = Q_{\varphi} / J_{\varphi}$$

где $v = 1 + e \cos \vartheta$, е и ϑ – эксцентриситет орбиты и истинная аномалия, $\omega = \dot{\vartheta} = (K / p^3)^{0.5} v^2$, $\dot{\omega} = \ddot{\vartheta} = -2Kv^3 e \sin \vartheta / p^3$, р и K – параметр орбиты и гравитационная постоянная Земли, Q_{θ} и Q_{φ} – обобщенные силы, $J = m_e L^2$ – момент инерции ЭДТС относительно своего центра масс, $m_a u m_b$ – массы концевых КА, $m_e = (12m_a m_b + m_t^2 + 4m_a m_t + 4m_b m_t) / 12M$, $M = m_a + m_b + m_t$, m_t – масса троса, L – длина троса. Предполагается, что тросовая система развернута близи вертикали, причем верхний КА (m_a) является анодом, а нижний КА (m_b) – катодом.

Сила Ампера, действующая на элементарный участок троса, определяется формулой

$$\mathbf{F} = I\boldsymbol{\tau} \times \mathbf{B},\tag{2}$$

где I – величина тока, **В** – вектор магнитной индукции, τ – единичный вектор, направленный по тросу.

Равнодействующая сила Ампера определяется посредством суммирования элементарных сил (2) по длине троса при известном распределении тока I(s)

$$\mathbf{F}_{s} = \int_{0}^{L} I(s) \mathbf{\tau} \times \mathbf{B} ds, \qquad (3)$$

где вектор В определяется в центре масс системы.

Изменение параметров орбиты спутника оценивается с помощью системы уравнений в оскулирующих элементах [13]. Для этого надо спроецировать вектор ускорения \mathbf{F}_s / M на оси орбитальной системы координат $C_o x_o y_o z_o$, определяя составляющие ускорения по осям x_o , y_o , z_o , и использовать эти проекции в известных уравнениях, описывающих изменение элементов орбиты [13].

Для силы Ампера (2) вектор момента относительно центра масс системы записывается в виде

$$\mathbf{M}_{s} = \Delta \mathbf{r} \times \mathbf{F}_{s},\tag{4}$$

где $\Delta \mathbf{r} = \Delta r \mathbf{\tau}, \Delta r = s_{cm} - \Delta_a$ – величина, определяющая положение точки приложения равнодействующей силы Ампера относительно центра масс системы,

$$s_{cm} = (m_b + m_t / 2)L / m_s, \quad \Delta_a = \int_0^L sI(s)ds / I_s(L) \quad -$$

расстояние между точкой приложения равнодействующей силы Ампера и верхним концевым те-

лом,
$$I_s(s) = \int_0^L I(s) ds$$
.

Обобщенные силы Q_{θ} , Q_{φ} определяются как проекции момента (4) на оси z_o , y_t систем координат $C_o x_o y_o z_o$ и $C_o x_i y_i z_t$ (рисунок 2): $Q_{\theta} = M_{zo}$, $Q_{\varphi} = M_{yt}$.

Вектор магнитной индукции соответствует модели магнитного поля Земли «прямой диполь» и имеет вид [2]

$$\mathbf{B} = B_o[\mathbf{e}_z - 3(\mathbf{e}_z \cdot \mathbf{e}_R)\mathbf{e}_R],$$

где $B_0 = \mu / R_c^3$, $\mu = 8 \cdot 10^6$ Тлкм³ – магнитный момент земного диполя, $\mathbf{e}_R = \mathbf{R}_c / R_c$, \mathbf{e}_z – единичный вектор, направленный по оси вращения Земли, $(\mathbf{e}_z \cdot \mathbf{e}_R)$ – скалярное произведение.

2. Определение распределения тока по неизолированному тросу

Распределение тока определяется при решении следующих дифференциальных уравнений [6, 7]

$$\frac{dj}{d\xi} = \frac{3}{4}\sqrt{\phi}, \frac{d\phi}{d\xi} = (j-1), \tag{5}$$

где $j = I / I_*, \phi = \Delta V / V_*$ – безразмерные величины, определяющие ток и изменение потенциала вдоль троса в зависимости от относительной координаты $\xi = s / L_*$.

Характерные величины *I*_{*}, *V*_{*}, *L*_{*} определяются следующим образом

$$L_{*} = \left(\frac{9\pi m_{e}\eta^{2}E_{t}S_{t}}{128|q_{e}^{3}|n^{2}}\right)^{1/3}, I_{*} = \eta E_{t}S_{t}, V_{*} = E_{t}L_{*}, \quad (6)$$



где m_e , q_e — масса и заряд электрона, S_t — площадь поперечного сечения троса, η — электропроводимость материала троса, n — концентрация электронов, зависящая от высоты орбиты; E_t — проекция вектора напряженности электрического поля, возникающего при движении проводника в магнитном поле, на направление троса. Здесь ток I_* представляет собой ток короткого замыкания, т.е. максимальный ток, поэтому $0 < j \leq 1$.

Вектор напряженности электрического поля определяется следующим образом

$$\mathbf{E}_m = \mathbf{V}_r \times \mathbf{B},\tag{7}$$

где V_r – вектор скорости элемента троса относительно магнитного поля Земли. Здесь предполагается, что магнитное поле вращается вместе с Землей. Для уравнений движения троса (2) скорость V_r определяется в центре масс ЭДТС.

$$\mathbf{V}_r = \mathbf{V}_c - \mathbf{\omega}_e \times \mathbf{R}_c, \tag{8}$$

где V_c – вектор абсолютной скорости центра масс, ω_e – вектор угловой скорости Земли.

При постоянных величинах (6) уравнения (5) интегрируются в квадратурах методом разделения переменных [7]. При этом получаются следующие формулы, которые определяют распределение тока по тросу

$$j(\phi) = 1 - \left[1 + \left(\phi^{3/2} - \phi_a^{3/2}\right)\right]^{1/2},$$
(9)

$$\xi(\phi) = \int_{\phi}^{\phi_a} - \left[1 + \left(\phi^{3/2} - \phi_a^{3/2}\right)\right]^{1/2} d\phi, \qquad (10)$$

где $\phi_a = \left(2j_0 - j_0^2\right)^{2/3}$ – относительная разность потенциалов на аноде, j_0 – относительная величина тока в точке нулевого потенциала $\phi = 0$. Здесь (10) определяет распределение разности потенциалов по длине троса ξ , в соответствии с которым вычисляется распределение тока (9). При этом величина j_0 рассматривается как заданный параметр, характеризующий свойства катода.

Величина тока в точке A (аноде, верхнем KA) $j_a = 0$ и увеличивается с увеличением расстояния до точки D – точке нулевого потенциала $\phi = 0$, положение которой определяется из соотношения (9) при $\phi = 0$, т.е. $\xi_d \leq \xi(0)$. При $\xi_d \leq \xi \leq \xi_b$, где $\xi_b = L / L_*$ – безразмерная длина троса, ток можно принять приблизительно постоянным [7]. При достаточно большой длине троса $0 < \xi_d \leq \xi_b$, иначе максимальная величина тока достигается в точке B (на катоде, нижнем KA) в соответствии с распределением тока (9).

3. Результаты моделирования

Для оценки влияния концентрации электронов на распределение тока и на изменение орбиты были приняты следующие исходные данные: в начальный момент орбита круговая и ее высота 500 км, длина троса и его диаметр 2 км и 1 мм, электропроводимость материала троса $\eta=3.4\times10^{7}$ ом⁻¹м⁻¹ (алюминий), концентрация плазмы на высоте 500 км – $n = 10^{11}$ м⁻³, $m_a = 6$ кг, $m_b = 2$ кг.

Под действием моментов $\hat{Q}_{\theta} = M_{zo}$, $Q_{\varphi} = M_{yt}$ тросовая система совершает колебания вблизи местной вертикали с некоторым смещением, так как плечо силы Ампера $\Delta r \neq 0$. Для экваториальной орбиты (наклонение i = 0 i = 0) система движется в плоскости орбиты: колебания на фазовой плоскости ($d\theta / dt$, θ) представляют собой практически замкнутую кривую (рисунок 3). Для орбит с нену-



в плоскости орбиты (наклонение i = 0)

левым наклонением ($i \neq 0$) движение троса более сложное: колебания троса относительно местной вертикали становятся пространственными, что иллюстрируется рисунками 4 и 5 для $i = \pi / 3$, где соответственно показаны колебания троса в плоскости орбиты в координатах ($d\theta / dt, \theta$) и вне плоскости – $(d\varphi / dt, \varphi)$. Это объясняется тем, что электромагнитная сила (2) уже не лежит в плоскости орбиты, а имеет составляющую перпендикулярно плоскости. На рисунке 6 показано распределение тока (в Амперах) по длине троса в начальный момент времени при концентрации электронов $n = 10^{11}$ м⁻³, которое не зависит от наклонения орбиты, так как определяется только разностью потенциалов между концевыми телами и концентрацией электронов. Увеличение концентрации электронов приводит к тому, что точка нулевого потенциала $\phi = 0$ смещается влево (рисунок 7), что приводит к увеличению силы Ампера (Лоренца), действующей на трос (на рисунке 7 концентрация увеличена на 50 %). Соответственно, если параметр *n* меньше, то точка нулевого потенциала смещается вправо. На рисунках 8 и 9 приводятся графики для высоты орбиты и эксцентриситета в зависимости от безразмерного времени (в долях



при $n = 10^{11} \text{м}^{-3}$

от орбитального периода) при концентрации электронов $n = 10^{11} \text{M}^{-3}$.

Естественно, величина концентрации электронов влияет на приращения орбитальных параметров. Важным параметром является большая полуось орбиты *A*. Зависимость функции $A - R_{E}$, где *R_E* – средний радиус Земли, близка к прямой и определяет линию, относительно которой совершает колебания высота (рисунок 8). На рисунке 10 в качестве примера приводится зависимость относительного приращения большой полуоси орбиты ΔA (отнесенной к значению $|\Delta A|$ при $n = 10^{11} \text{м}^{-3}$) от относительного изменения концентрации электронов \overline{n} (отнесенной к концентрации $n = 10^{11}$ м-3). Зависимость ΔA имеет два характерных участка, так как при уменьшении концентрации *n* точка нулевого потенциала смещается к эмиттеру электронов, и при некотором критическом зна-



Рисунок 5. Колебания системы вне плоскости орбиты ($i = \pi / 3$)



Рисунок 7. Распределение тока по длине троса при $n = 1.5 \cdot 10^{11} \text{M}^{-3}$

чении $n_* \approx 0.44 \cdot 10^{11} \text{м}^{-3}$ (она отмечена на рисунке 10) прямоугольный участок распределения тока (рисунок 6) исчезает. Как следует из приведенных результатов (рисунок 10), изменение большой полуоси орбиты в зависимости от концентрации электронов представляет собой примерно часть параболы. Правда, при увеличении концентрации *n* величина приращения $\Delta \overline{A}$ стремится к предельному значению, так как площадь, ограниченная зависимостью I(s) (рисунки 6 и 7) и определяющая величину электромагнитной силы (3), стремится к площади прямоугольника.

Другим важным фактором, который влияет на приращение орбитальных параметров, является величина наклонения орбиты. Максимальное приращение орбитальных параметров, в частности большой полуоси орбиты, имеет место при наклонении i = 0. Это объясняется тем, что в этом

Анализ движения наноспутника с неизолированным проводящим ток тросом



202





Рисунок 10. Относительное изменение приращения большой полуоси орбиты Δ*Ā* в зависимости от относительного изменения концентрации электронов *n*

случае вектор магнитной индукции В ортогонален тросу и, следовательно, векторное произведение (2), определяющее величину электромагнитной силы, максимально. Для неэкваториальных орбит с увеличением их наклонения приращение орбитальных параметров уменьшается, так как в этом случае синус угла между вектором магнитной индукции В и направлением троса (или тока) уменьшается и равен приблизительно cos *i*. Поэтому зависимость относительного приращения большой полуоси орбиты $|\Delta A|$ (отнесенной к значению $|\Delta A|$ при $n = 10^{11}$ м⁻³) от наклонения орбиты *i* близка к $\cos i$ (рисунок 11, штриховая линия – $\cos i$), хотя не совсем совпадает с ней, так как трос для неэкваториальных орбит совершает сложные движения относительно плоскости орбиты (рисунок 5).



Рисунок 9. Изменение эксцентриситета орбиты при *n* = 10¹¹м⁻³



Рисунок 11. Относительное изменение приращения большой полуоси орбиты $\Delta \overline{A}$ в зависимости от наклонения орбиты *i*

Известно, что для неэкваториальных орбит при применении изолированных проводящих ток тросов, работающих в режиме генерации тяги [2, 14], для сохранения той же эффективности при изменении параметров орбит следует увеличить необходимый ток в тросе приблизительно в 1 / соs *i* раз. Для оголенных тросов это не так, потому что распределение тока вдоль троса не является постоянным, а изменяется более сложным образом. Так, например, при наклонении орбиты $i = \pi / 3$ для сохранения того же приращения большой полуоси орбиты необходимо увеличить ток на катоде не в 2 раза, а в 3,2 раза, что существенно больше.

Для неэкваториальных орбит действие электромагнитной силы приводит к монотонному изменению положения плоскости орбиты и ее
эксцентриситета, однако приращение этих параметров незначительно. Так, например, при начальном наклонении $i = \pi / 6$ за 8 витков вокруг Земли эксцентриситет орбиты увеличивается от 0 до 0.0005, долгота восходящего узла – до 0.00015, а наклонение – на 0.001 для исходных данных, приведенных выше.

Здесь следует отметить, что для успешной реализации рассматриваемой миссии по использованию неизолированного троса для удаления из космоса наноспутников или малых КА необходимо решить ряд проектных и конструкторских задач.

1. Так как предполагается использование троса для КА сравнительно небольшой массы, то нужно иметь компактный и малой массы механизм выпуска троса, реализующий достаточно простые программы управления, желательно без обратной связи, что упростит его конструкцию. Известные в настоящее время управляющие механизмы выпуска троса, размещаемые на космических аппаратах большой массы (например, механизм в эксперименте «YES 2», проведенный на российском КА «Фотон-3М» в 2007 году [15]), естественно, для малых КА не предназначены.

2. Из сказанного выше следует необходимость разработки или использования соответствующих достаточно простых программ управления. Здесь необходимо отметить, что при отсутствии электропитания со стороны наноспутника естественная разность потенциалов между концевыми телами невелика, при этом, как отмечено в [2], возникают токи порядка нескольких миллиампер. То есть при развертывании неизолированного троса (при выключенном энергопитании) электромагнитные силы можно не учитывать. С другой стороны, использование электромагнитных сил как управляющих сил (при включенном энергопитании) при развертывании троса требует дальнейших исследований.

3. Должна быть решена задача о выборе необходимой длины троса. С одной стороны, чем длиннее трос, тем больше торможение от действия электромагнитных сил, с другой стороны, масса троса при этом увеличивается и, следовательно, возникают естественные ограничения на ее величину. В настоящее время, судя по известным публикациям, длина неизолированных тросов для наноспутников не превышает 2 км. Данный вопрос может быть решен более точно, если предварительные масса и конструкция наноспутника известны. Также необходимо иметь в виду, что динамика более длинных тросов более сложная. В результате действия распределенной нагрузки от электромагнитных сил в этом случае могут возникнуть изгибные колебания, приводящие к большим деформациям троса, а в некоторых случаях к потере устойчивости его движения [14]. Наличие таких более сложных эффектов в движении длинных тросов приводит к необходимости анализа их поведения с использованием моделей с распределенными параметрами [14, 16], что усложняет проектирование миссии.

4. Так же как для изолированных тросов, в случае оголенных тросов важным является конструкция катода (эмиттера электронов, рисунок 1), так как для обеспечения большего по величине тока при заданной разности потенциалов между анодом и катодом необходимо обеспечить большую площадь соприкосновения поверхности катода с плазмой. Тогда для увеличения площади соприкосновения поверхности катода с плазмой во многих работах предлагается использовать полые катоды специальной конструкции, например [17].

Заключение

В работе проведен анализ движения наноспутников с помощью ЭДТС с неизолированным проводящим тросом. С использованием модели движения ЭДТС, учитывающей неравномерное распределение тока вдоль троса, произведена оценка влияния концентрации электронов и наклонения орбиты на распределение тока и на изменение орбитальных параметров центра масс системы. С помощью численного моделирования движения ЭДТС построены и проанализированы характерные зависимости приращения большой полуоси орбиты от изменения концентрации электронов и наклонения орбиты. Показано, что при изменении наклонения орбиты приращение большой полуоси орбиты (один из основных параметров, определяющих торможение) убывает приблизительно по закону cosi, где i – наклонение. Концентрация электронов в ионосфере Земли оказывает значительное влияние на распределение тока в тросе и, следовательно, на изменение параметров орбиты наноспутника, что должно учитываться при проектировании космических миссий. Как следует из результатов моделирования, изменение концентрации электронов в основном влияет на смещение точки нулевого потенциала на тросе. Перечислены основные практические задачи и сформулированы соответствующие рекомендации, которые позволят повысить эффективность применения неизолированных тросов для удаления из космоса отработавших свой ресурс наноспутников или малых КА. С точки зрения развития работы представляет интерес обратная задача об определении концентрации электронов при торможении тросовой системы с помощью неизолированного троса посредством анализа получающейся информации о распределении тока, в частности, о положении точки нулевого потенциала. Предполагается развитие проведенных исследований в данном направлении.

Список литературы

- [1] Zhong R., Zhu Z.H. Dynamics of Nanosatellite Deorbit by Bare Electrodynamic Tether in Low Earth Orbit // J. of Spacecraft and Rockets. 2013. Vol. 50. № 3. P. 691–700.
- [2] Белецкий В.В., Левин Е.М. Динамика космических тросовых систем. М.: Наука, 1990. 336 с.
- [3] Кульков В.М., Егоров Ю.Г., Тузиков С.А. Исследование конфигурации и формирование проектного облика развернутой электродинамической тросовой системы в составе орбитальных космических аппаратов // Известия РАН. Энергетика. 2018. № . 3. С. 119–130.
- [4] Кульков В. М., Егоров Ю. Г., Тузиков С. А., Фирсюк С. О. Особенности построения малоразмерных космических электродинамических тросовых систем // Известия РАН. Энергетика. 2019. № 3. С. 52–67.
- [5] Ohkawa Y., Kawamoto S., Okumura T., etc. Review of KITE Electrodynamic tether experiment on the H-II Transfer Vehicle // Acta Astronautica. 2020. Vol. 177, pp. 750–758.
- [6] Chen X., Sanmartin J.R. Bare-tether cathodic contact through thermionic emission by low-work-function materials // Physics of Plasmas. 2012. Vol. 19, pp. 1–8.
- [7] Sánchez-Arriaga G., Bombardelli C., Chen X. Impact of Nonideal Effects on Bare Electrodynamic Tether Performance // J. of Propulsion and Power. 2015. Vol. 31(3), pp. 951–955.
- [8] Liang F., Xia Q., Wang N., etc. Power Generation on a Bare Electrodynamic Tether during Debris Mitigation in Space // Int. J. of Aerospace Engineering. 2021. Art. ID 8834196. 13 p.
- [9] Li G., Zhu Z.H. Parameter influence on electron collection efficiency of a bare electrodynamic tether // Science China Information Sciences. 2018. Vol. 61, Iss. 2. No. 022201.
- [10] Luo C., Hao W.H., Jin D. Libration control of bare electrodynamic tether for three-dimensional deployment // Astrodynamics. 2018. Vol. 2, pp. 187–199.
- [11] Zhang J., Zhu Z., Sun Z. Reduction of Libration Angle in Electrodynamic Tether Deployment by Lorentz Force // J. of Guidance Control and Dynamics. 2017. Vol. 40. No. 1, pp. 164–169.
- [12] Воеводин П. С., Заболотнов Ю. М. Моделирование процесса торможения наноспутника с помощью электродинамической тросовой системы // Проблемы управления и моделирования в сложных системах. Труды XXI Международной конференции. В 2-х т. 2019. С. 232–237.
- [13] Охоцимский Д.Е., Сихарулидзе Ю.Г. Основы механики космического полета. М.: Наука, 1990. 448 с.
- [14] Воеводин П. С., Заболотнов Ю. М. Анализ динамики и выбор параметров электродинамической космической тросовой системы, работающей в режиме генерации тяги // Космические исследования. 2020. Т. 58. № 1. С. 61–72.
- [15] Menon C., Kruijff M., Vavonliotis A. Design and Testing of a Space Mechanism for Tether Deployment // J. Spacecraft and Rockets. 2007. Vol. 44. No. 4, pp. 927–939.
- [16] Li G., Zhu Z. H. Precise analysis of deorbiting by electrodynamic tethers using coupled multiphysics finite elements // J. of Guidance, Control, and Dynamics. 2017. Vol. 40. Iss. 12, pp. 3343–3352.
- [17] Xie K., Yuan H., Liang F. and oth. Lorentz Force Characteristics of a Bare Electrodynamic Tether System with a Hollow Cathode // J. of the Astronautical Sciences. 2021. Vol. 68, pp. 327–348.

ANALYSIS OF THE MOTION OF A NANOSATELLITE WITH AN UNINSULATED CONDUCTIVE TETHER

T.A. Bystranova, Yu. M. Zabolotnov

Samara National Research University named after academician S. P. Korolev Samara, The Russian Federation

The motion of an electrodynamic tether system consisting of a nanosatellite and an auxiliary body (electron emitter) is analyzed. The nanosatellite and the emitter are connected by an uninsulated conductive tether. The task is related to the urgent problem of removing exhausted nanosatellites or small spacecraft from space without using jet engines. The interaction of the conductive tether with the Earth's magnetic field leads to the appearance of an Ampere

204

Анализ движения наноспутника с неизолированным проводящим ток тросом

(Lorentz) force, which provides rapid braking of the tether system. To analyze the motion of the considered space system, a mathematical modeling method is used using equations of motion constructed using the Lagrange formalism. A feature of the mathematical model of the system motion is the consideration of the uneven current distribution along the bare conductive tether, which depends on the potential difference between the end bodies. The effect of electron concentration in the ionosphere and inclination on the current distribution along the tether and the change in the orbital parameters of the center of mass of the system is studied. It is established that for non-equatorial orbits, the motion of the tether system has a complex spatial character (it oscillates relative to the orbital plane). Numerical results are presented illustrating the effect of electron concentration and inclination on the increments of the parameters of the orbit of the center of mass of the tether system.

Keywords: electrodynamic tether system, Ampere force, ionosphere, non-insulated conductive tether, nanosatellite, Lagrange equations, electron concentration, orbital inclination, current distribution.

References

- Zhong R., Zhu Z. H. Dynamics of Nanosatellite Deorbit by Bare Electrodynamic Tether in Low Earth Orbit // J. of Spacecraft and Rockets. 2013. Vol. 50. № 3, pp. 691–700.
- [2] Beletsky V.V., Levin E. M. Dynamics of space tether systems. Moscow: Nauka, 1990. 336 p.
- [3] Kulkov V. M., Egorov Yu. G., Tuzikov S. A. Investigation of the configuration and formation of the design appearance of an expanded electrodynamic cable system as part of orbital spacecraft // Izvestiya RAS. Energy. 2018. No. 3, pp. 119–130.
- [4] Kulkov V. M., Egorov Yu. G., Tuzikov S. A., Firsyuk S. O. Features of construction of small-sized space electrodynamic cable systems // News of the Russian Academy of Sciences. Energy. 2019. No. 3, pp. 52–67.
- [5] Ohkawa Y., Kawamoto S., Okumura T., etc. Review of KITE Electrodynamic tether experiment on the H-II Transfer Vehicle // Acta Astronautica. 2020. Vol. 177, pp. 750–758.
- [6] Chen X., Sanmartin J. R. Bare-tether cathodic contact through thermionic emission by low-work-function materials // Physics of Plasmas. 2012. Vol. 19. P. 1–8.
- [7] Sánchez-Arriaga G., Bombardelli C., Chen X. Impact of Nonideal Effects on Bare Electrodynamic Tether Performance // J. of Propulsion and Power. 2015. Vol. 31(3), pp. 951–955.
- [8] Liang F., Xia Q., Wang N., etc. Power Generation on a Bare Electrodynamic Tether during Debris Mitigation in Space // Int. J. of Aerospace Engineering. 2021. Art. ID 8834196. 13 p.
- [9] Li G., Zhu Z. H. Parameter influence on electron collection efficiency of a bare electrodynamic tether // Science China Information Sciences. 2018. Vol. 61, Iss. 2. No. 022201.
- [10] Luo C., Hao W.H., Jin D. Libration control of bare electrodynamic tether for three-dimensional deployment // Astrodynamics. 2018. Vol. 2, pp. 187–199.
- [11] Zhang J., Zhu Z., Sun Z. Reduction of Libration Angle in Electrodynamic Tether Deployment by Lorentz Force // J. of Guidance Control and Dynamics. 2017. Vol. 40. No. 1, pp. 164–169.
- [12] Voevodin P. S., Zabolotnov Yu. M. Modeling of the braking process of a nanosatellite using an electrodynamic cable system // Problems of control and modeling in complex systems. Proceedings of the XXI International Conference. In 2 volumes. 2019, pp. 232–237.
- [13] Okhotsimsky D.E., Sikharulidze Yu.G. Fundamentals of space flight mechanics. Moscow: Nauka, 1990. 448 p.
- [14] Voevodin P.S., Zabolotnov Yu.M. Analysis of dynamics and selection of parameters of an electrodynamic space cable system operating in thrust generation mode // Kosmich. research. 2020. Vol. 58. No. 1, pp. 61–72.
- [15] Menon C., Kruijff M., Vavonliotis A. Design and Testing of a Space Mechanism for Tether Deployment // J. Spacecraft and Rockets. 2007. Vol. 44. No. 4, pp. 927–939.
- [16] Li G., Zhu Z. H. Precise analysis of deorbiting by electrodynamic tethers using coupled multiphysics finite elements // J. of Guidance, Control, and Dynamics. 2017. Vol. 40. Iss. 12, pp. 3343–3352.
- [17] Xie K., Yuan H., Liang F. and oth. Lorentz Force Characteristics of a Bare Electrodynamic Tether System with a Hollow Cathode // J. of the Astronautical Sciences. 2021. Vol. 68, pp. 327–348.



Сведения об авторах

Быстранова Татьяна Александровна – аспирант кафедры динамики полёта и систем управления Самарского национального исследовательского университета им. академика С.П. Королёва, инженер-конструктор первой категории АО «РКЦ «Прогресс». Окончила Поволжский государственный университет телекоммуникаций и информатики в 2014 году. Область научных интересов: динамика и управление движением космических тросовых систем, динамика спуска космических аппаратов в атмосфере.

Заболотнов Юрий Михайлович – доктор технических наук, профессор Самарского национального исследовательского университета им. академика С.П. Королёва. Окончил Куйбышевский авиационный институт им. академика С.П. Королёва в 1976 году. Область научных интересов: динамика спуска космических аппаратов в атмосфере, механика твердого тела, динамика и управление движением космических тросовых систем, теория колебаний, асимптотические методы механики.

206

Требования к оформлению статей для опубликования в журнале «Космические аппараты и технологии»

Редакция принимает в журнал статьи, соответствующие следующим темам:

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

Статья должна быть подготовлена в формате «Документ Word 97-2003» и направлена на электронную почту редакции spacecrafts.technologies@yandex.ru

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

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

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

Требования к составу и расположению элементов оформления научной статьи:

Индекс УДК располагают отдельной строкой слева.

 На следующей строке размещается заголовок, который центрируют и набирают строчными буквами (как в предложении, начиная с прописной). Шрифт Times New Roman, 14 кегль, начертание – полужирное. Перенос слов в заголовке недопустим.

 Под заголовком по центру указываются фамилия и инициалы автора(ов). Шрифт Times New Roman, 14 кегль, по центру, полуторный интервал.

Под ФИО автора(ов) по центру указываются: полное название учреждения (место работы), в котором выполнена работа (в именительном падеже), затем город (населенный пункт), область (край), страна. Шрифт Times New Roman, 14 кегль, по центру, полуторный интервал.

- Аннотация к статье. Объем аннотации: 150–180 слов.
- Ключевые слова (4–7 слов или словосочетаний).

◄ Пристатейный список литературы, оформленный в соответствии с ГОСТ Р 7.05-2008. Рекомендуется использование не менее 15 (минимум 10) источников не старше 15 лет.

 Следом необходимо привести заголовок, ФИО автора(ов), организацию, аннотацию, ключевые слова и список литературы на английском языке.

 В конце документа необходимо привести сведения о каждом авторе (должность и место работы, научные степень и звание, что и когда окончил, область научных интересов, идентификатор ORCID).

